



Forskning i aeroelasticitet EFP-2001

Aagaard Madsen , Helge

Publication date:
2002

Document Version
Publisher's PDF, also known as Version of record

[Link back to DTU Orbit](#)

Citation (APA):
Aagaard Madsen , H. (Ed.) (2002). *Forskning i aeroelasticitet EFP-2001*. Denmark. Forskningscenter Risoe. Risoe-R No. 1349(DA)

General rights

Copyright and moral rights for the publications made accessible in the public portal are retained by the authors and/or other copyright owners and it is a condition of accessing publications that users recognise and abide by the legal requirements associated with these rights.

- Users may download and print one copy of any publication from the public portal for the purpose of private study or research.
- You may not further distribute the material or use it for any profit-making activity or commercial gain
- You may freely distribute the URL identifying the publication in the public portal

If you believe that this document breaches copyright please contact us providing details, and we will remove access to the work immediately and investigate your claim.

Forskning i Aeroelasticitet EFP-2001

Redigeret af Helge Aagaard Madsen

Resume I rapporten præsenteres hovedresultaterne fra ”Program for Forskning i Aeroelasticitet – EFP-2001”, gennemført i et samarbejde mellem Risø, DTU og vindmølleindustrien. Projektet dækker perioden 2001-2002 og er den sidste del af et femårs forskningsprogram indenfor aeroelasticitet. Projektet har i den nævnte periode haft følgende delmål:

- designværktøj til undersøgelse af dynamisk stabilitet
- undersøgelse af bladtipaerodynamik og –design på grundlag af 3D CFD beregninger
- udgivelse af profilkatalog
- lastreduktion ved nye styringsstrategier
- aeroakustisk modellering af støjudbredelse

I den aktuelle projektperiode er programmet HAWCModal gjort færdigt. Det er et computerprogram til beregning af de modale egenskaber for en vindmølle under drift som funktion af omløbstallet. Programmet bygger på den strukturelle modellering i HAWC og benytter samme inputfil. Møllens egenfrekvenser som funktion af omløbstallet beregnes og optegnes i et såkaldt Campbell diagram. De tilhørende egensvingninger kan vises grafisk for møllen med roterende rotor, hvilket giver et godt indtryk af de forskellige modalformer. Endvidere beregnes strukturdæmpningen for de forskellige modalformer. HAWCModal danner grundlaget for stabilitetsværktøjet HAWCStab for en hel mølle, som nu er under udvikling. Med HAWCStab vil man kunne bestemme de aeroelastiske egenfrekvenser for en mølle under drift samt de tilhørende modalformer og dæmpning. Den komplekse bladtipaerodynamik er beregnet for tre forskellige tipudformninger med CFD programmet EllipSys3D. Tiphvirvlen er visualiseret, og endvidere er forløbet af lift og drag koefficienten i tipområdet analyseret.

Profilberegninger og målinger på ialt 28 profiler er samlet i et profilkatalog, der er lagt på internettet. Data kan direkte downloades og således f.eks. anvendes ved vingedesign.

Ud over de emner, der er defineret gennem milepælene, har der været en betydelig indsats indenfor andre områder, bl.a. implementering af en ny aerodynamik i HAWC inklusiv delmodeller for yaw og instationært inflow. For at kunne beregne indvirkningen af ulinearitet ved store udbøjninger er der lavet en ny initialisering i HAWC, så en tidssimulering kan beregnes omkring en udbøjet form af rotoren svarende til middelbelastningen for perioden. På den måde kan de væsentligste effekter af ulinearitet simuleres.

Indenfor CFD er der arbejdet med transitionsmodellering, og en ny metode er implementeret i EllipSys2D og EllipSys3D. De første resultater ser lovende ud, og bl.a. er der opnået en stor forbedring ved beregning på tykke profiler, hvor der tidligere har været store afvigelser i forhold til målinger.

En ny formulering af tipkorrektionsmodellen, der indgår i en aerodynamisk beregning med ”blade element momentum” (BEM) modellen, er udviklet, og en sammenligning af beregninger og målinger på NREL rotoren testet i NASA Ames vindtunnelen viser god overensstemmelse med den nye formulering.

Forsidebilledet er fra programmet HAWCModal, der kan beregne egenfrekvenser og modalformer for en vindmølle under drift. (Morten H. Hansen og Anders Melchior Hansen)

ISBN 87-550-3078-5
ISBN 87-550-3077-7 (Internet)
ISSN 0106-2840

Print: Pitney Bowes Management Services Denmark A/S, 2002

Indhold

Forord 5

1 Introduktion 7

- 1.1 Projektets hovedresultater 7
- 1.2 Referencer 9

2 Undersøgelse af bladtipaerodynamik og –design på grundlag af 3D CFD beregninger – *Jeppe Johansen, Niels N. Sørensen.* 11

- 2.1 Introduktion 11
- 2.2 EllipSys3D 11
- 2.3 Aerodynamiske resultater 11
- 2.4 Aerodynamisk dæmpning 14
- 2.5 Diskussion 16
- 2.6 Referencer 17

3 Undersøgelse af tiptabskorrektion - *Christian Bak, Wen Zhong Shen, Jens Nørkær Sørensen, Robert Mikkelsen, Niels N. Sørensen* 19

- 3.1 Introduktion 19
- 3.2 Prandtl's tiptabskorrektion 20
- 3.3 Diskussion 25
- 3.4 Konklusion 25
- 3.5 Referencer 26

4 Udgivelse af profilkatalog – *Franck Bertagnolio, Jeppe Johansen, Niels N. Sørensen* 27

- 4.1 Introduktion 27
- 4.2 Numeriske beregninger 27
- 4.3 Profilkatalog 27
- 4.4 Beregnings analyse 28
- 4.5 Konklusioner 29
- 4.6 Referencer 30

5 Kinematiske randbetingelser anvendt til modellering af vortex generatorer – *Mads Reck* 31

- 5.1 Introduktion 31
- 5.2 Metode 31
- 5.3 Resultater 32
- 5.4 Diskussion 36
- 5.5 Referencer 36

6 Beregning af laminar-turbulent omslag i 2D og 3D – *Jess A. Michelsen* 37

- 6.1 Introduktion 37
- 6.2 Metoder 38
- 6.3 Validering af omslagsmodel i 2D strømning 40
- 6.4 Omslagsberegning i 3D 44
- 6.5 Konklusion 44
- 6.6 Referencer 45

7 Hensyn til store udbøjninger implementeret i HAWC – *Torben J. Larsen* 49

- 7.1 Indledning 49
- 7.2 Metode - Princip og virkemåde 49
- 7.3 Beregnings eksempler 52
- 7.4 Konklusion 65
- 7.5 Referencer 66

8 Designværktøj til undersøgelse af dynamisk stabilitet – *Morten H. Hansen, Anders Melchior Hansen* 69

- 8.1 Indledning 69
- 8.2 Stabilitetsanalyse for vindmøller 69
- 8.3 Eksempel: Flutteranalyse af hel mølle 73
- 8.4 Sammenfatning 74
- 8.5 Referencer 74

9 Samlet oversigt over publiceret materiale fra projektet 75

- 9.1 Tidsskriftartikler 75
- 9.2 Konferenceindlæg 75
- 9.3 Rapporter 76
- 9.4 Resultatblade 77
- 9.5 Foredrag 77
- 9.6 Andet 77

Forord

”Program for forskning i aeroelasticitet EFP-2001” er gennemført i et samarbejde mellem DTU og Risø samt vindmølleindustrien i perioden fra juli 2001 til juni 2002. Det er det sidste projekt indenfor et fem-års forskningsprogram indenfor aeroelasticitet, gennemført i perioden fra 1997 til 2002.

Samarbejdet med vindmølleindustrien er ligesom de tidligere år typisk foregået ved analyse af forskellige problemstillinger relateret til eksempelvis målinger på prototypemøller eller møller på placeringer med ekstreme vindforhold. Endvidere har forskningsprogrammet ført til udvikling af forskellige beregningsprogrammer, bl.a. HAWCModal til beregning af modalformer for en mølle under drift. Implementering af disse programmer hos vindmølleindustrien har ligeledes dannet grundlag for en tæt kontakt og et tæt samarbejde med industrien

Mange forskellige medarbejdere ved DTU og Risø har været involveret i projektarbejdet og dermed også bidraget til forskningsindsatsen, der ligger bag den aktuelle rapport. For at kunne referere til de forskellige dele af rapporten er det valgt at sætte forfatternavne på de enkelte kapitler. Det skal dog understreges, at rapporten ikke er en detaljeret rapportering for alt arbejdet indenfor projektet, og derfor vil det ikke være alle de personer, der har arbejdet på projektet, der specifikt står som forfatter på et kapitel.

På DTU er det følgende personer fra Institutet for Mekanik, Energi og Konstruktion, Fluidmekanik, der har været involveret i projektet:

Stig Øye
Jens Nørkær Sørensen
Martin O.L. Hansen
Wen Zhong Shen
Robert Mikkelsen
Jess A. Michelsen
Mads Reck

På Risø er det hovedsageligt medarbejderne i Programmet Aeroelastisk Design (AED), der har arbejdet på projektet:

Christian Bak
Franck Bertagnolio
Peter Fuglsang
Jeppe Johansen
Gunner C. Larsen
Flemming Rasmussen
Niels N. Sørensen
Kenneth Thomsen
Torben J. Larsen
Morten H. Hansen
Anders Melchior Hansen
Mac Gaunaa
Helge Aagaard Madsen

Hovedresultater for de forskellige milepæle er præsenteret på en kortfattet form. For en mere uddybende behandling af emnerne henvises til referencerne til tidsskriftartikler, conferenceindlæg og rapporter. Endelig er der til slut i rapporten en samlet oversigt over publiceret materiale fra projektet.

1 Introduktion

Projektet dækker perioden 2001-2002 af fem-års forskningsprogrammet i aeroelasticitet 1997-2002, hvis formål er at forbedre design- og dimensioneringsgrundlaget for vindmøller samt at understøtte en løbende proces omkring konceptudvikling og problemløsning i samarbejde med industrien. Programmet indeholder fem hovedområder, Vindforudsætninger, Aerodynamik og Aeroakustik, Strukturdynamik, Lastgrundlag og sikkerhed samt Design og optimering. Det udgør et nationalt strategisk samarbejde mellem Risø, DTU og vindmølleindustrien med vægt på at opnå et passende forhold mellem langsigtet strategisk forskning, anvendt forskning og teknologisk udvikling. For projektperioden er der defineret følgende milepæle:

- designværktøj til undersøgelse af dynamisk stabilitet
- undersøgelse af bladtipaerodynamik og –design på grundlag af 3D CFD beregninger
- udgivelse af profilkatalog
- lastreduktion ved nye styringsstrategier
- aeroakustisk modellering af støjbredelse

Ud over de emner, der er defineret gennem milepælene, har der været en betydelig indsats indenfor andre områder, bl.a. implementering af en ny aerodynamik i HAWC inklusiv delmodeller for yaw og instationært inflow. Der er også lavet en ny initialisering i HAWC så en tidssimulering kan beregnes omkring en udbøjet form af rotoren svarende til middelbelastning for perioden. Der er endvidere arbejdet med transitionsmodellering ved CFD beregninger og en ny formulering af tipkorrektionsmodellen, der indgår i en aerodynamisk beregning med ”blade element momentum” (BEM) modellen, er foreslået.

1.1 Projektets hovedresultater

1.1.1 Rotordynamik og stabilitet

Ligesom i de foregående perioder af femårs forskningsprogrammet har der været en betydelig indsats indenfor dette område, hvilket har ført til markante resultater. I den aktuelle projektperiode er programmet HAWCModal gjort færdigt. Det er et computerprogram til beregning af de modale egenskaber for en vindmølle under drift som funktion af omløbstallet. Programmet bygger på den strukturelle modellering i HAWC og benytter samme inputfil. Møllens egenfrekvenser som funktion af omløbstallet beregnes og optegnes i et såkaldt Campbell diagram. De tilhørende egensvingningsformer kan vises grafisk for møllen med roterende rotor, hvilket giver et godt indtryk af de forskellige egensvingningsformer. Endvidere beregnes strukturdæmpningen for de forskellige egensvingningsformer.

HAWCModal danner grundlaget for stabilitetsværktøjet HAWCStab for en hel mølle, som nu er under udvikling. Med HAWCStab vil man kunne bestemme de aeroelastiske egenfrekvenser for en mølle under drift samt de tilhørende egensvingningsformer og dæmpning. Forskellen fra HAWCModal er, at de aerodynamiske belastninger nu medtages, hvilke kan være af væsentlig betydning for den endelige stabilitet.

En forenklet udgave af HAWCStab er allerede udviklet, og i rapporten vises et beregningseksempel omkring flutter. Et interessant aspekt ved dette beregningseksempel er, at flutter synes at kunne optræde ved en kobling af en højere ordens flapvis mølle-mode med første torsionsmode. Det er noget, der kan gøre det vanskeligt at opstille meget enkle retningslinier for, hvornår flutter kan optræde.

1.1.2 Ulineære effekter ved aeroelastisk beregninger

Også indenfor dette emne har der i de foregående perioder været en stor forskningsindsats. Senest blev der under EFP-2000 udviklet en strukturmodel, hvor eksempelvis vingerne kunne modelleres ved flere substrukturer og derved beskrive den ulinearitet, der opstår ved store udbøjninger [1-1]. Implementering af denne model i HAWC ville være omfattende, og derfor er der i stedet implementeret en mere simpel metode, hvorved væsentlige effekter af ulinearitet medtages.

1.1.3 Udvikling indenfor CFD

Under hele forskningsprogrammet har udvikling og anvendelse af CFD baserede modeller været en hovedaktivitet. Også indenfor den seneste projektperiode har der været indsats på videreudvikling af CFD programmerne EllipSys2D og EllipSys3D. En betydelig forbedring af nøjagtigheden for strømning omkring vinger ser ud til at kunne opnås ved en bedre modellering af omslag fra laminart til turbulent strømning (position såvel som intermittensfunktion). Eksempelvis har beregning for tykke profiler tidligere vist store afvigelser i forhold til målinger, men med den nye transitionsmodellering opnås en overbevisende god overensstemmelse.

En ny metode til angivelse af randbetingelser ved en CFD beregning er undersøgt ved beregning af strømningen over vortex generatorer på et vingeprofil. I stedet for at angive en hastighed på 0 på overfladen af vortexgeneratorerne angives volumenkræfter med en sådan størrelse, at der ikke er gennemstrømning gennem den faste overflade. Den nye metode kan lette netgenereringen, idet nettet ikke behøver at have samme finhed ind mod faste flader.

CFD har også været anvendt til at undersøge bladtipaerodynamik. Her optræder en kompleks tre-dimensionel strømning med dannelse af vingens tiphvirvel. Indtil nu har udformningen af vingetippen væsentligst været baseret på erfaring med tidligere udformninger. Med EllipSys3D er det nu muligt at beregne denne strømning detaljeret og dermed også se indvirkningen af forskellige udformninger.

1.1.4 Profilkatalog

Beregninger af profildata for 28 profiler med henholdsvis CFD koden EllipSys2D og panelprogrammet XFOIL er nu blevet samlet i et profilkatalog, der er lagt på internettet. Sammen med målinger kan disse data så direkte downloades. Det forventes at kataloget kan være til stor nytte, når der skal vælges profiler til nye vingedesign.

1.1.5 Tipkorrektur

Tipkorrektur, der anvendes til at korrigere induktionen ud mod vingetippen ved en BEM beregning, er blevet grundigt behandlet, ligesom der tidligere indenfor forskningsprogrammet er lavet CFD beregninger til at belyse nøjagtigheden af tipkorrektur. Der er nu foreslået en ny formulering, og sammenlig-

ning af resultater fra denne model med målinger på NREL rotoren testet i NASA Ames vindtunnel viser god overensstemmelse.

1.2 Referencer

- [1-1] Madsen, H.A. (Red.) "*Forskning i Aeroelasticitet – EFP-2000*". Rapport Risø-R-1272(DA), Forskningscenter Risø, Roskilde, Juli 2001.

2 Undersøgelse af bladtipaerodynamik og –design på grundlag af 3D CFD beregninger – *Jeppe Johansen, Niels N. Sørensen.*

2.1 Introduktion

Geometrien af en bladtip influerer både den aerodynamiske dæmpning samt den aeroakustiske emission fra en vindmøllerotor. Men bladtippens indflydelse på den globale aerodynamik er ikke tilstrækkeligt undersøgt. Da strømningen omkring en bladtip er en meget kompleks tredimensionel strømning, er det ikke muligt med simple ingenørmodeller at tage en specifik tipgeometri med i designfasen. På nuværende tidspunkt er tipdesign primært baseret på simple ingenørmetoder som f.eks. Blad Element Momentum metoden, samt eksperimenter, erfaring og intuition.

Formålet med det nærværende studie er at benytte generel 3D *Computational Fluid Dynamics* (CFD) til at analysere bladtipaerodynamikken på en vindmøllerotor. Efterfølgende vil forskellen i den aerodynamiske dæmpning blive beregnet for forskellige tipper. På længere sigt vil konklusionerne blive benyttet til at opstille et mere fysisk begrundet sæt af retningslinjer for tipdesign.

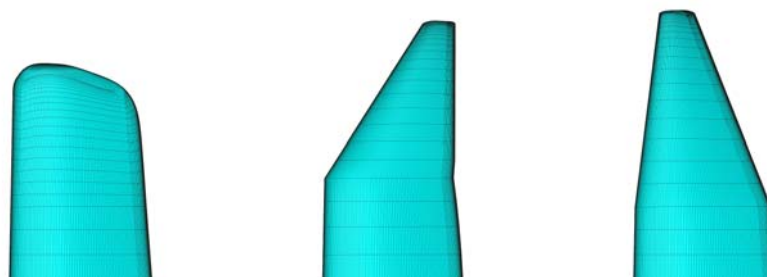
Det nærværende arbejde er beskrevet yderlige i ref. [2-1] og [2-2].

2.2 EllipSys3D

Den her benyttede CFD kode er EllipSys3D som gennem en lang årrække er udviklet i et tæt samarbejde mellem DTU og Risø. EllipSys3D er udviklet af Michelsen [2-3], [2-4] og Sørensen [2-5] og er en tredimensionel strømningsløser baseret på de inkomprible Reynolds-midlede Navier-Stokes ligninger i primitive variable (u , v , w , p). Tryk/hastighedskoblingen er løst vha. SIMPLE algoritmen og løsning af konvektionsleddene er her løst ved et anden ordens nøjagtigt upwind skema (SUDS). I det nærværende studie er strømningen antaget stationær. Der er regnet fuldt turbulent, og den turbulente viskositet er modelleret vha. k - ω SST turbulensmodellen, [2-6].

2.3 Aerodynamiske resultater

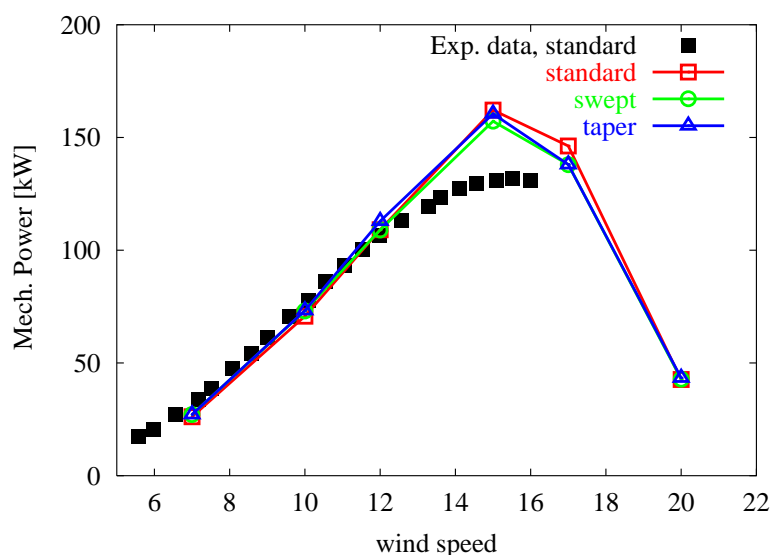
Beregninger er foretaget på en rotor fra en 95 kW Tellus vindmølle med LM8.2 blade påsat en 1.3 m bladforlænger. Rotationshastigheden er 47.9 rpm. Vindhastighederne varierende fra 7 til 20 m/s er beregnet for tre forskellige tipper, Figur 2-1. Resultater for henholdsvis effekt, kræfter som funktion af radius samt lift og drag koefficienter er præsenteret og analyseret i det følgende.



Figur 2-1: Tre tipper fra Tellus 95 kW vindmøllen. Standard (venstre), Swept (midten) og Taper tippen (højre).

2.3.1 Produktion

Figur 2-2 viser den beregnede mekaniske effekt sammenlignet med målt mekanisk effekt.

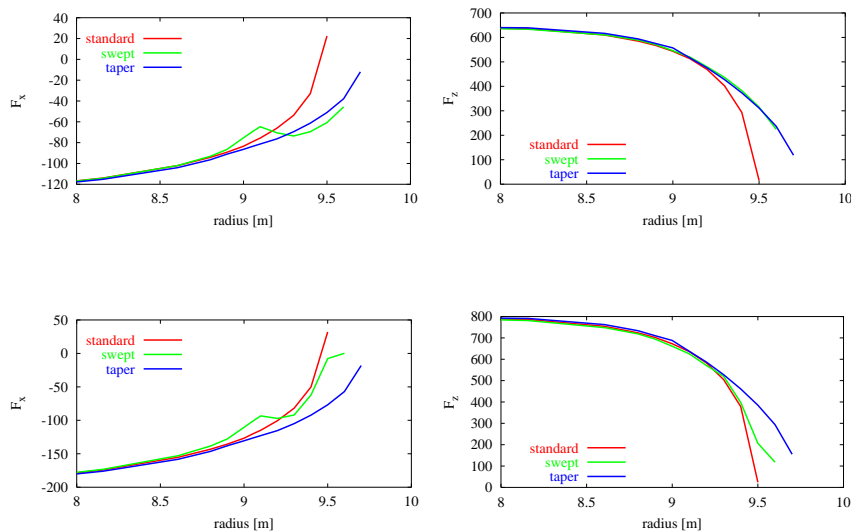


Figur 2-2: Beregnet effekt for tre tipper sammenlignet med målt effekt for Standard tip.

Det ses, at beregningerne overestimerer produktionen omkring maksimum effekt. Dette er en velkendt effekt der hidrører fra problemer med at beregne kraftigt separerede strømninger. I det efterfølgende vil kun vindhastigheder op til maksimum lift blive behandlet.

2.3.2 Kræfter som funktion af radius

Belastningen på de inderste ca. 8 m af bladet er ens for de tre forskellige tipper, og forskellen i produktion kommer udelukkende fra de yderste ca. 1.5 m. Ved at se på de radiale kraftfordelinger af de yderste ca. 1.5 m. af bladet ses en tydelig forskel. I Figur 2-3 ses henholdsvis tangential kraft, F_x og normalkraft, F_z for de yderste to meter af bladet for henholdsvis 10 og 12 m/s. (7 m/s har samme kvalitative udseende som 10 m/s)

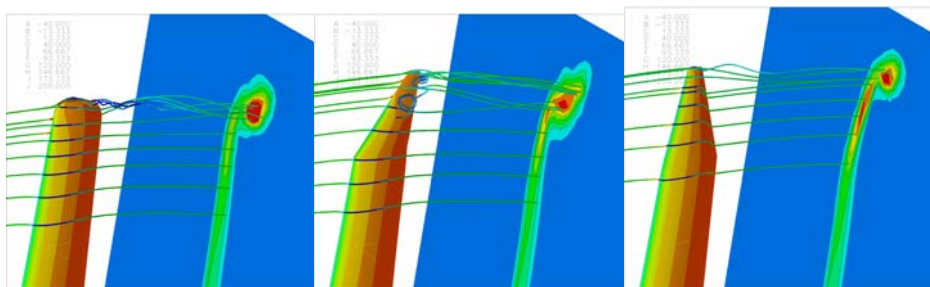


Figur 2-3: Radielle tangential- og normalkraftfordeling for henholdsvis 10 m/s (øverst) og 12 m/s (nederst).

Det ses at de to aftrappede tipper har et "blødere" fald i kraftfordeling sammenlignet med Standard tippen, hvilket fører til en mindre koncentreret tiphvirvel. Ved 12 m/s (op til ca. $r = 9.5$ m) ses at Swept tippen mere ligner Standard tippen for derefter at flade ud helt ude på det yderste af tippen. Det skyldes at strømmingen er separeret. (Den tydelige diskontinuitet ved $r = 9.1$ m på Swept tippen skyldes den geometriske diskontinuitet som man kan se på Figur 2-1.) Endelig ses det, at Taper tippen har den højeste produktion ved 12 m/s. (jvnf. Figur 2-2).

2.3.3 Flowvisualisering

Figur 2-4 viser strømlinjer omkring de tre tipper, hvor man kan fornemme at tiphvirvlen for Standard tippen er mere koncentreret end de to andre.



Figur 2-4: Strømlinjer omkring tre tipper samt iso-hvirvelstyrke flader nedstrøms, $W=12$ m/s

Desuden ses det separerede område yderst på Swept tippen. Nedstrøms bladet ses en konstant hvirvelstyrke-flade, der viser udbredelsen af tiphvirvlen.

2.3.4 Lift og drag koefficienter

For yderligere at kunne analysere den lokale strømning er det bekvemt at kunne bestemme de lokale C_l og C_d koefficienter. Til det skal beregnes den tilsvarende

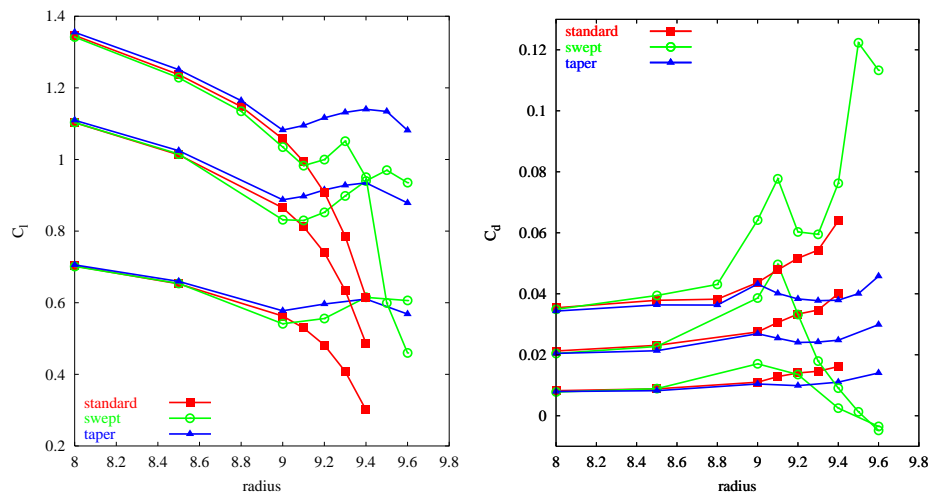
Standard tippen har en kraftigere tiphvirvel

Swept tippen separerer tidligere

Taper tippen har den højeste produktion ved 12 m/s

lokale indfaldsvinkel α . Den her benyttede metode er beskrevet grundigt i ref. [2-1] og for yderlige information henvises til denne.

Ved hjælp af α og normal- og tangentiell kræfterne er det muligt at bestemme C_l og C_d . Disse er vist i Figur 2-5.



Figur 2-5: C_l og C_d som funktion af radius for tre forskellige tipper ved henholdsvis 7, 10 og 12 m/s.

C_l for Standard tippen falder jævnt mod tippen

C_d for Swept tippen bliver negativ mod tippen.

Ved 7 m/s (de nederste tre kurver) ses det, at C_l falder jævnt mod tippen for Standard tippen, hvorimod C_l bevarer en omtrentlig konstant værdi for de to aftrappede tipper. Til gengæld falder C_d for Swept tippen og bliver negativ. En forklaring kan være at bestemmelsen af indfaldsvinklen ikke er helt korrekt, da strømmingen her er tredimensionel. Ved 12 m/s (de øverste tre kurver) ses det at C_l falder og C_d stiger for Swept tippen, hvilket skyldes den separerede strømning.

2.4 Aerodynamisk dæmpning

Ved høj vind oplever nogle stall regulerede vindmøller uønskede vibrationsfænomener, kaldet stall-inducerede vibrationer. Disse opstår, hvis den totale dæmpning (strukturel + aerodynamisk dæmpning) bliver negativ. Ved at udregne den aerodynamiske dæmpning vha. HAWCDAMP ref. [2-7] på baggrund af de opnåede C_l og C_d data beregnet i forrige afsnit er det muligt at udlede tippens indflydelse på den aerodynamiske dæmpning. Der er her benyttet profildata uledt fra vindhastighederne 7, 10, 12 og 15 m/s.

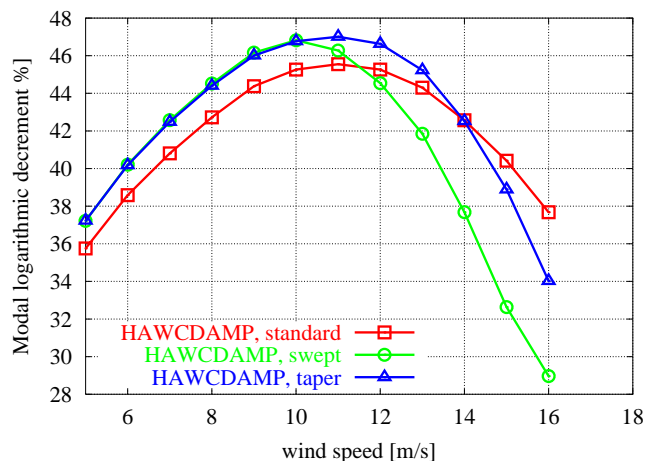
Kun den første flapvise og første kantvise modalform (MF) er undersøgt i dette studie. De dimensionsløse modalformer er vist i Tabel 2-1.

Tabel 2-1: Normaliserede flapvise og kantvise modalformer for LM8.2 bladet med Standard tip. Deflektionsamplituden er 20 cm.

	1. flapvise MF($f=2.53$ Hz)		1. kantvise MF ($f=5.58$ Hz)	
Radius [m]	x-defl. [-]	y-defl. [-]	x-defl. [-]	y-defl. [-]
0.000	0.00	0.00	0.00	0.00
2.575	$-1.70 \cdot 10^{-4}$	$3.54 \cdot 10^{-3}$	$3.96 \cdot 10^{-2}$	$-9.86 \cdot 10^{-2}$
6.580	$4.62 \cdot 10^{-2}$	$4.25 \cdot 10^{-1}$	$4.84 \cdot 10^{-1}$	$7.38 \cdot 10^{-2}$
7.080	$5.56 \cdot 10^{-2}$	$5.13 \cdot 10^{-1}$	$5.54 \cdot 10^{-1}$	$1.02 \cdot 10^{-1}$
8.113	$7.52 \cdot 10^{-2}$	$7.14 \cdot 10^{-1}$	$7.24 \cdot 10^{-1}$	$3.46 \cdot 10^{-2}$
9.500	$1.01 \cdot 10^{-1}$	1.00	1.00	$-1.83 \cdot 10^{-1}$

Aerodynamikken i HAWCDAMP er baseret på BEM metoden. Til at tage højde for den instationære aerodynamik er Stig Øyes dynamisk stall model anvendt, [2-8].

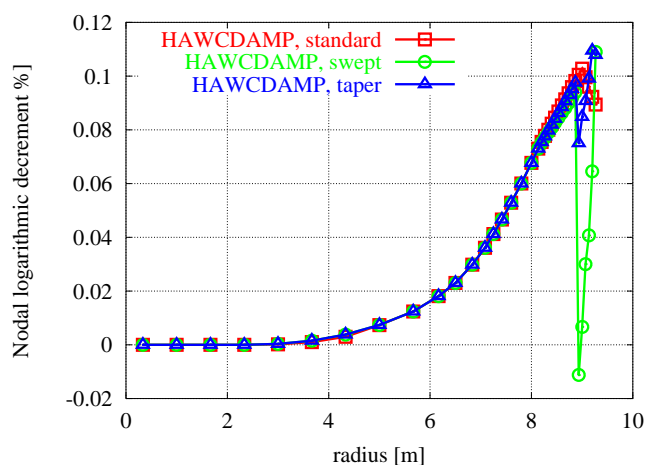
2.4.1 Første flapvise modalform



Figur 2-6: Dæmningsberegning med HAWCDAMP for tre tipper, 1. flap.

Den aerodynamiske dæmpning i flapretningen er vist i Figur 2-6, og det ses, at dæmpningen er positiv for alle de undersøgte indfaldsvinkler. Det ses yderligere, at Swept tippen er en anelse mindre stabil ved højere vindhastigheder end de to andre tipper.

Alle tre tipper er aerodynamisk stabile i flapretningen i hele vindhastighedsområdet



Figur 2-7: Nodal logaritmisk dekrement for 14m/s, 1. flap.

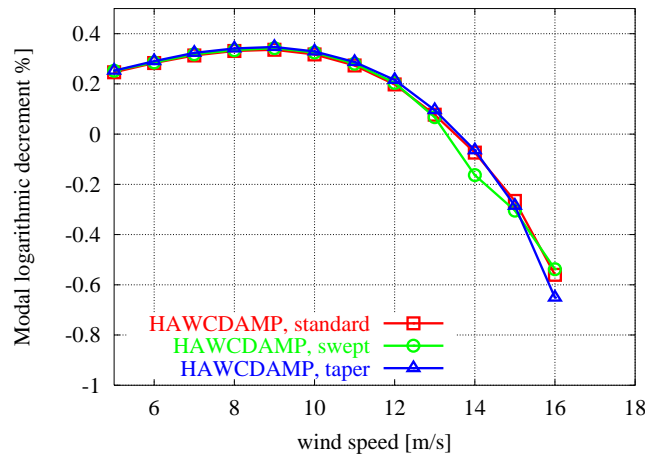
Ved at se på den radielle fordeling af det logaritmiske dekrement for f.eks. 14 m/s, Figur 2-7, ses det, at forskellen i dæmpning primært skyldes at Swept tippen separerer tidligere og dermed har et lavere C_l niveau sammenlignet med specielt Standard tippen. Taper tippen oplever en tilsvarende opførsel ved de højere vindhastigheder, dog ikke så kraftig.

2.4.2 Første kantvise modalform

Den aerodynamiske dæmpning i kantretningen er vist i Figur 2-8, og det ses, at dæmpningen er positiv indtil omkring 13 m/s. Ved 14 m/s er Swept tippen en

anelse mere ustabil, hvorimod Taper tippen ved 16 m/s er en anelse mere ustabil.

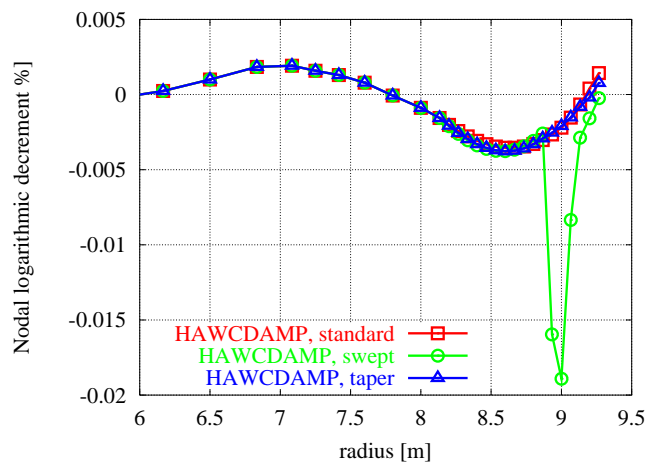
Alle tre tipper er aerodynamisk ustabile i kantretningen over 13 m/s



Figur 2-8: Dæmningsberegning med HAWCDAMP for tre tipper, 1. kant.

Ved igen at se på de radiale fordelinger for 14 m/s, Figur 2-9, ses det igen, at den lavere dæmpning for Swept tippen skyldes at profil data for tippen er væsentligt forskellige tæt på tippen sammenlignet med Standard tippen. Bemærk at kun de yderste ca. 3.5 m er vist.

Der er ingen markant forskel i aerodynamisk dæmpning mellem de tre tipper



Figur 2-9: Nodal (lokal) logaritmisk dekrement for 14 m/s, 1. kant.

Forskellen i aerodynamisk dæmpning i kantvis retning er dog marginal ved sammenligning af de tre tipper.

2.5 Diskussion

EllipSys3D er blevet benyttet til at analysere den lokale strømning omkring tre forskellige tipper påsat et LM8.2 blad. Udover effekt, kræfter som funktion af radius samt flowvisualiseringer er profildata ekstraheret og anvendt i en dæmningsberegning vha. HAWCDAMP. De umiddelbare konklusioner er:

- Standard tippen har en mere koncentreret tiphvirvel sammenlignet med de to aftrappede tipper.
- Swept tippen separerer tidligere.
- Taper tippen har en større tangential kraft ved tippen og dermed en anelse højere effekt ved 12 m/s.

- C_d bliver negativ for Swept tippen.
- Der er ikke den store forskel i aerodynamisk dæmpning mellem de tre tipper i kantvis retning, mens der er en nogen forskel i flapvis retning.

2.6 Referencer

- [2-1] Johansen J., Sørensen N.N. "Numerical Investigation of Three Wind Turbine Blade Tips", Risø-R-1353(EN), Risø National Laboratory, Roskilde, Denmark, August, 2002.
- [2-2] Johansen J., Sørensen N.N., Michelsen J.A. "Navier-Stokes Simulation of Three Tip Shapes for Wind Turbine Blades", 4th GRACM Congress on Computational Mechanics, Patras, Greece, 2002.
- [2-3] Michelsen J.A. "Basis3D - a Platform for Development of Multiblock PDE Solvers", Technical Report AFM 92-05, Technical University of Denmark, 1992.
- [2-4] Michelsen J.A. "Block structured Multigrid solution of 2D and 3D elliptic PDE's.", Technical Report AFM 94-06, Technical University of Denmark, 1994.
- [2-5] Sørensen N.N. "General Purpose Flow Solver Applied to Flow over Hills." Risø-R-827(EN), Risø National Laboratory, Roskilde, Denmark, June, 1995.
- [2-6] Menter F.R. "Zonal Two Equation $k-\omega$ Turbulence Models for Aerodynamic Flows". AIAA-paper-932906, 1993.
- [2-7] Thomsen K., Petersen J.T. "HAWCDAMP v. 1.0 – beregning af aerodynamisk dæmpning". Risø National Laboratory, 2000.
- [2-8] Øye S. "Dynamic Stall Simulated as Time Lag of Separation" i McNulty, K.F. (red), Proceedings of the fourth IEA Symposium on the Aerodynamics of Wind Turbines, Rome, nov. 20-21, 1990.

3 Undersøgelse af tiptabskorrektion -

Christian Bak, Wen Zhong Shen, Jens Nørkær Sørensen, Robert Mikkelsen, Niels N. Sørensen

3.1 Introduktion

Vindmøllers laster og producerede effekt beregnes typisk med aeroelastiske programmer, der beregner de aerodynamiske kræfter baseret på Blad-Element-Momentum (BEM) teori. BEM teorien antager, at strømningen igennem rotoren kan opdeles i annulære elementer, og at hvert annulært element er uafhængigt af naboelementerne. Desuden antages det, at de aerodynamiske kræfter er "smurt" ud på hele det annulære element. Man kan også sige, at rotoren består af uendeligt mange blade. Eftersom den moderne vindmølle i dag har få blade (typisk to eller tre) er denne antagelse imidlertid ikke korrekt. Beregninger med denne antagelse resulterer generelt i en for optimistisk effekt og for store laster. Derfor benytter man sig af en såkaldt tiptabskorrektion, der tager hensyn til afvigelsen fra 2D strømningen i de annulære elementer. Denne korrektion er nødvendig, da omstrømningen fra tryk- til sugeside i bladenes tipper ændrer på trykforholdene på vingen og hele vindfeltet og skaber distinkte hvirvler, som transporteres nedstrøms i møllens kølvand. Disse hvirveltæpper i kølvandet har en vis afstand og skaber et tab i møllens effekt og laster, da der sker en opblanding mellem strømningen i "kanten" af møllens kølvand og strømningen lige uden for kølvandet, se skitsen i Figur 3-1. Strømningen igennem rotoren er derfor påvirket af hastighedsfeltet både opstrøms og nedstrøms for rotoren.

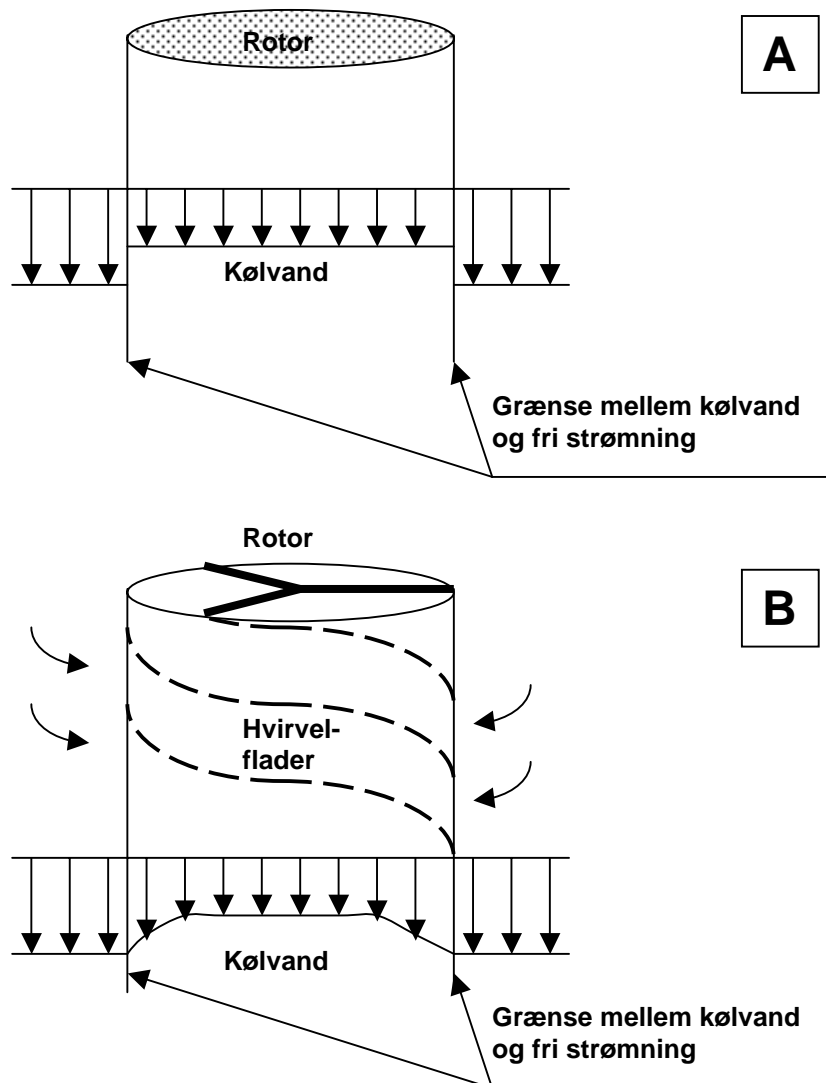
I tidens løb er der lavet mange modeller til tiptabskorrektion. Den mest udbredte og simple model er Prandtl's model, som blev udviklet omkring 1919 til let belastede propellere, Prandtl og Betz [3-1]. Eftersom modellen er baseret på forsimplede antagelser har den været genstand for flere studier, hvor dens bestemmelse af tabet er søgt verificeret. Der er imidlertid ingen klare konklusioner på modellens gyldighed, da der ikke findes målinger af hele vindfeltet omkring en mølle/propeller kombineret med kraftfordelinger på bladene. Modellen antager, at rotoren er let belastet, dvs. at der er en moderat opbremsning af vinden og dermed en moderat ekspansion af kølvandet, og at hvirvelfladerne, der transporteres nedstrøms, er ækvidistante. I BEM-beregninger kan en over- eller underestimering af tiptabet dog justeres ved at korrigere profildata (opdrifts- og modstandskoefficienter) nær tippen, dvs. på de yderste 40% af vingen. En sådan korrektion er dog ikke tilfredsstillende, da tiptabskorrektionen netop er indført for at tage højde for afvigelsen fra 2D profildata.

En undersøgelse af Prandtl's korrektion blev gennemført i "Det Aeroelastiske Forskningsprogram - EFP-98", hvor der blev benyttet en 3D aktuator-linie-model, se Sørensen og Shen [3-2]. Baseret bl.a. på dette arbejde er der i "Det Aeroelastiske Forskningsprogram - EFP-01" foretaget en yderligere undersøgelse af modellen.

Tiptabskorrektionen bruges til at korrigere for afvigelsen fra 2D-strømning ved vinger-nes tipper

Der er lavet mange modeller til tiptabskorrektion, hvor Prandtl's model er den simpleste og mest udbredte

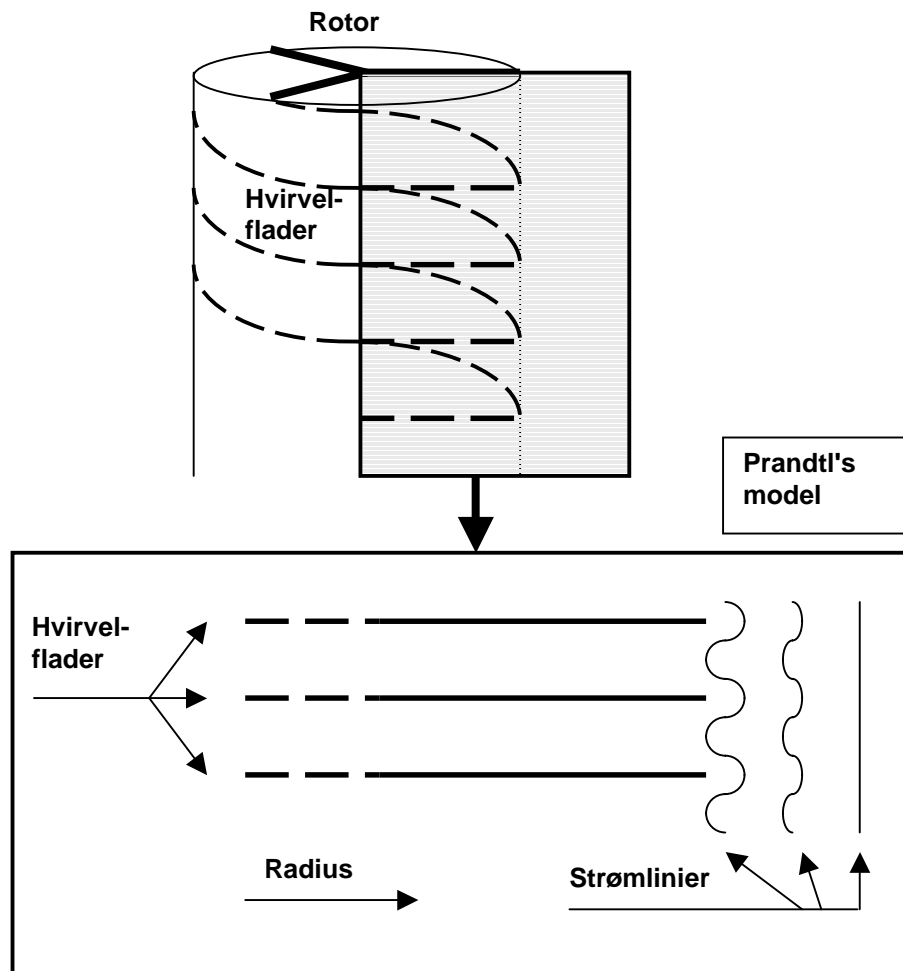
I EFP-2001 er det undersøgt, hvordan Prandtl's model skal indgå i BEM-metoden



Figur 3-1. Skitse af en mølles kølvand. **A)** Her antages rotoren at være en skive eller at have uendeligt mange blade og der er derfor uendeligt mange hvirvelflader i kølvandet. Dette skaber også et skarpt hastighedsprofil mellem den frie strømning og kølvandet. **B)** Her antages rotoren at bestå af tre blade og der er derfor et endeligt antal hvirvelflader (tegnet med stiplede linier) i kølvandet. Dette skaber en overgang i hastighedsprofilet mellem den frie strømning og kølvandet, da der suges luft ind mellem hvirvelfladerne som det er indikeret.

3.2 Prandtl's tiptabskorrektion

Prandtl beskriver hvirvelfladerne nedstrøms for rotoren simplificeret som et system af halvuendelige flader med ækvidistant fordeling som vist i Figur 3-2. Afstanden mellem fladerne er ydermere ens ved alle radier. Fladerne antages at fortsætte i det uendelige både opstrøms og nedstrøms for rotoren. Fladerne antages 2-dimensionale og er derfor uendeligt lange ind og ud af planet.



Figur 3-2. Prandtl's simplificering af hvirvelfladerne nedstrøms rotoren. Fladerne er halvuendelige mod venstre. Både opad og nedad antages uendeligt mange hvirvelflader.

Prandtl finder, at den gennemsnitlige inducerede hastighed mellem hvirvelfladerne skal korrigeres med en faktor F givet ved:

$$F = \frac{2}{\pi} \arccos(e^{-f})$$

$$f = \frac{(R-r)B}{2R \sin \varphi_R}$$
(3.1)

hvor R er rotor radius, r er den aktuelle radiære position på rotoren, B er antallet af blade og φ_R er vinklen mellem rotorplanet og den relative hastighed ved radius R . F varierer mellem nul og 1 og er lig nul helt ude ved tippen, for at kompensere for opblandingen mellem kølvandet og den omgivende strømning. Til BEM-beregninger omformuleres f i Lign. (3.1) ifølge Glauert [3-3] som:

$$f = \frac{(R-r)B}{2r \sin \varphi}$$
(3.2)

hvor φ er vinklen mellem rotorplanet og den relative hastighed ved radius r .

Prandtl's model sikrer, at lasten på vingen er nul ved tippen

Prandtl finder også, at der er direkte proportionalitet mellem korrektionen af hastigheden mellem hvirvelfladerne og hvirvelfladernes cirkulationen, hvor cirkulationen i generelle vendinger er et udtryk for styrken af hvirvlerne. Derfor skal cirkulationen af hvirvelfladerne også korrigeres med den samme faktor. Det bør bemærkes, at Prandtl's model kun omhandler kølvandet og ikke beskriver forholdene på rotoren.

Der har imidlertid været flere måder at fortolke denne korrektion på, hvor en meget anvendt metode formuleret af Glauert [3-3] i det følgende vil blive vist sammen med vores overvejelser.

3.2.1 Glauerts formulering

Glauert's måde at anvende Prandtl's model er meget udbredt

I Glauerts formulering er det antaget, at cirkulationen på rotoren korrigeres direkte proportionalt med de inducerede hastigheder mellem hvirvelfladerne, hvilket er mere vidtgående end Prandtl's antagelser, som kun angår hvirvelflader langt nedstrøms for rotoren. Cirkulationen for et blad på en rotor med uendeligt mange blade findes som:

$$\Gamma_0 = \frac{L_0}{\rho \cdot W} \quad (3.5)$$

hvor L_0 er opdriftskraften pr. meter, ρ er luftens densitet og W er den relative hastighed. Ifølge Glauert bliver korrektionen af cirkulationen derfor:

$$\Gamma = F \cdot \Gamma_0 \quad (3.6)$$

hvor F er den aktuelle cirkulation på bladet og Γ_0 er cirkulationen, hvis rotoren har uendeligt mange blade.

Med denne korrektion af cirkulationen korrigerer han kun momentum-ligningerne og ikke massestrømmen og dermed hastighederne igennem rotoren. Dette fører til følgende formulering af de inducerede hastigheder:

$$a = \frac{1}{Y_1 + 1} \quad (3.4)$$

$$a' = \frac{1}{Y_2 - 1}$$

hvor a og a' er hhv. den aksielle og tangentielle induktion, $Y_1 = 4F \sin^2 \phi / \sigma C_n$ og $Y_2 = 4F \sin \phi \cos \phi / \sigma C_t$, hvor σ er rotorens soliditet, C_n og C_t er hhv. aksial og tangential kraftkoefficient på et blad og ϕ er vinklen mellem den relative hastighed og rotorplanet. De aksiale og tangentielle kraftkoefficienter på bladet bliver ikke korrigeret, når laster og effekt skal beregnes.

En nærmere analyse af Glauerts formulering viser imidlertid en inkonsistens, da denne modellering forudsiger en fuld opbremsning af vinden helt ude ved tippen på trods af, at der ingen kræfter virker der.

3.2.2 Ny formulering

En mere konsistent formulering af Prandtl's model i BEM er udarbejdet...

I en mere konsistent formulering beskrevet af Shen et al. [3-4] og udarbejdet i "Det Aeroelastiske Program - EFP-01" korrigeres både momentum-ligningerne og massestrømmen. Her korrigeres momentumligningen ved at korrigere kræfterne og ikke de inducerede hastigheder, da bladet ligger i hvirvelfladen, hvor hastighederne ikke skal korrigeres. Det er kun mellem hvirvelfladerne, at en korrektion er påkrævet. I dette ligger der dermed en antagelse om, at bladkræf-

terne ikke er "smurt" ud på hele rotoren, men kun påføres der, hvor bladet befinder sig. Med disse antagelser får man de aksielle and tangentielle inducerede hastigheder:

$$a = \frac{2 + Y_1 / F_1 - \sqrt{4(Y_1 / F_1)(1 - F) + (Y_1 / F_1)^2}}{2(1 + F(Y_1 / F_1))} \quad (3.7)$$

$$a' = \frac{1}{(1 - aF)(Y_2 / F_1)/(1 - a) - 1}$$

hvor Y_1 og Y_2 er beregnet med C_n og C_t direkte fra 2D profildata. De benyttede kraftkoefficienter ændres også til:

$$C_n^r = F_1 C_n \quad (3.8)$$

$$C_t^r = F_1 C_t \quad (3.9)$$

hvor C_n^r og C_t^r er de resulterende kraftkoefficienter og:

$$F_1 = \frac{2}{\pi} \arccos(e^{-f_1}) \quad (3.10)$$

$$f_1 = gf = g \frac{(R - r)B}{2r \sin \phi}$$

Her er g en empirisk bestemt funktion, som er tilpasset NREL-rotoren, der blev målt på i NASA-Ames vindtunnelen (Hand et al. [3-5]):

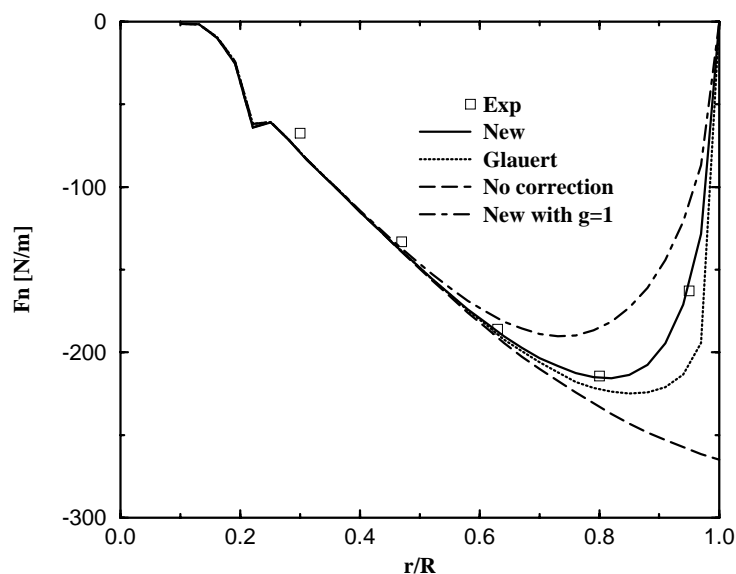
$$g = \exp\left(\frac{12U_\infty}{B\Omega R}\right) \quad (3.11)$$

Det bemærkes, at F og F_1 minder meget om hinanden. Forskellen er funktionen g , som er et udtryk for, at der generelt ikke er en direkte proportionalitet mellem hastighederne mellem hvirvelfladerne og cirkulationen på rotoren.

3.2.3 Resultater

En sammenligning af Glauerts model, Lign. (3.4), med den nye formulering, Lign. (3.7) til (3.11), ses i Figur 3-3. Her ses den målte normalkraft på et blad fra NREL-rotoren sammen med de to modeller.

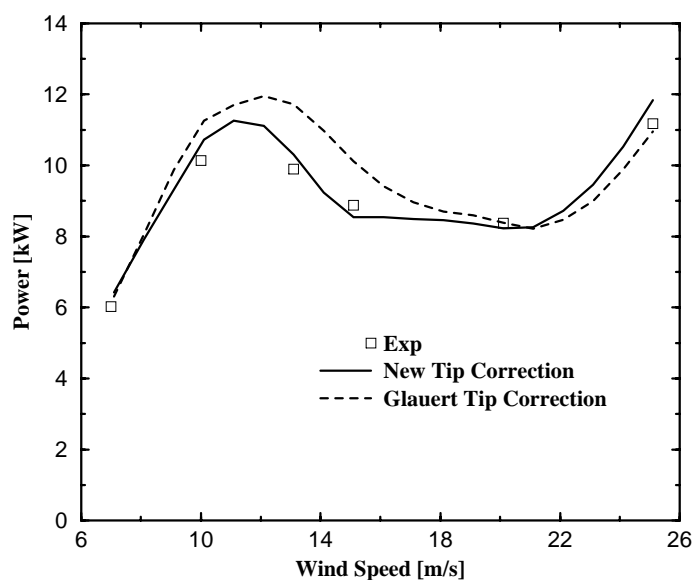
... og det ses, at den nye model giver en mere nøjagtig bestemmelse af normalkræfterne på rotoren



Figur 3-3 Sammenligning af normalkræfter beregnet vha. Glauerts model og den nye model for NREL rotoren ved en vindhastighed på 7 m/s.

Det ses, at beregningen med den nye model giver en mere nøjagtig bestemmelse af normalkræfterne på NREL-rotoren ved 7 m/s end den typisk anvendte model af Glauert, som overvurderer lasten ved tippen. Anvendelse af den nye model vil derfor vise lavere flaplaster end Glauerts model.

Beregning af effektkurven for NREL-møllen med den nye model viser desuden, at man i højere grad kan benytte 2D profil data, Figur 3-4. Imidlertid skal 2D profildataene korrigeres for centrifugaleffekter ligesom det normalt er tilfældet på den inderste del af bladet, dvs. at opdriften i stall skal forøges. Ved brug af Glauerts model skal man ud mod tippen generelt reducere den maksimale opdrift.



Figur 3-4 Sammenligning af effektkurver beregnet vha. Glauerts model og den nye model for NREL rotoren.

3.3 Diskussion

Ovenfor så vi, at den nye model gav en mere nøjagtig vurdering af lasten end den typisk anvendte model af Glauert. Ved udviklingen af den nye model har der dog været nogle begrænsninger:

- Det er kun målingerne på NREL-rotoren, der indtil videre har været benyttet til verifikation af modellerne, da disse er de eneste målinger, der har en veldefineret sammenhæng mellem vindhastighed og kraftfordelingen på rotoren. Imidlertid kunne man have ønsket sig en finere opløsning af kraftfordelingen på rotoren ved tippen.
- For ikke at blande 3D korrektioner af profildata sammen med tiptabskorrektionen bør verifikation af modellen finde sted på blade, der ikke er i stall på den yderste halvdel af bladet. Sammenligninger begrænser sig derfor til nogle få målinger foretaget på NREL-rotoren ved 5, 6, 7 og 8 m/s.
- Det diskuteres stadigvæk, hvordan indfaldsvinklen, der skal bruges til opslag i tabellerne for opdrift og modstand i BEM-beregningerne, skal bestemmes. Dette skyldes, at begrebet "indfaldsvinkel" ved rotorstrømninger er vanskeligt at fortolke, men bliver benyttet, da det bruges ved 2D-vindtunnelmålinger af profiler. Bestemmelse af indfaldsvinklen på rotor er således ikke trivial, og måden den foretages på er afgørende for fortolkningen af modellen. Glauert's model resulterer i en fuld opbremsning af vinden lokalt ude ved tippen. Dette må være en lokal effekt, da en fuld opbremsning af vinden ved tippen over hele rotorskiven er fysisk ukorrekt. Indfaldsvinklen i den nye model er til gengæld mere kompleks at fortolke og er baseret på en blanding af middelværdien af strømningen igennem hele rotoren og lokale effekter, da der er en vis opbremsning af vinden ved tippen.

Den nye tiptabsmodel bygger således på nogle antagelser. Indfaldsvinklen bestemmes ikke på bladet, men som en blanding imellem lokale effekter og middelværdien over rotorplanet. Ydermere er funktionen g i Lign. (3.10) bestemt på grundlag af NREL-rotoren. Den gælder derfor ikke generelt til alle rotor. Til gengæld er modellen fysisk mere konsistent end andre modeller udviklet tidligere, se Shen et al. [3-4].

3.4 Konklusion

Der er udviklet en ny tiptabsmodel for vindmøller og propellere baseret på Prandtl's tiptabsmodel. Denne model er mere fysisk konsistent end modeller der tidligere er udviklet. For NREL-rotoren viser sammenligninger mellem målinger og beregninger, at både normalkræfter på rotoren og effekten er bestemt mere nøjagtigt. Desuden kan man med den nye model i højere grad anvende 2D profil data sammenlignet med anvendelse af Glauerts model. Imidlertid er den nye model kalibreret til anvendelse på NREL-rotoren og vil derfor generelt ikke gælde for alle rotor. Den typiske anvendte model af Glauert viser, at normalkræfterne ved tippen og dermed flaplasterne overvurderes, mens effekten bestemmes ret nøjagtigt.

Undersøgelsen af tiptabskorrektionen gjorde det desuden klart, at begrebet "indfaldsvinkel" er vanskeligt at fortolke ved rotorstrømninger. Spørgsmålet er nemlig om indfaldsvinklen skal bestemmes baseret på strømningen lige ved bladet, som en middelværdi over hele rotorplanet eller som en blanding af de to.

På grund af manglende målinger af tiptabet på rotor bør BEM-beregninger blive sammenlignet med 3D Navier-Stokes beregninger (CFD) for yderligere verifikation.

Den nye model er fysisk mere konsistent, giver en bedre bestemmelse af normalkræfterne - og så kan man i højere grad bruge 2D-profildata direkte

3.5 Referencer

- [3-1] Prandtl, L, Betz, A., "Vier Abhandlungen zur Hydrodynamik und Aerodynamik", Göttingen 1944, Im Selbstverlag der Aerodynamischen Versuchsanstalt Göttingen E.V.
- [3-2] Sørensen, J.N., Shen, W.Z., " Computation of wind turbine wakes using combined Navier-Stokes Actuator-Line methodology", Proc. European Wind Energy Conference, EWEC '99, Nice, France, 1-5 March 1999, James &James (Science Publishers) Ltd.
- [3-3] Glauert, H., "Airplane propellers". Aerodynamic Theory (ed. Durand, W.F.), Dover Publication Inc., New York, (1963), Chapter VII, Div. L, 251-268.
- [3-4] Shen,W.Z., Mikkelsen, R., Sørensen, J.N.,Bak, C., "Evaluation of the Prandtl Tip Correction for Wind Turbine Computations", To appear in Proc. Global Windpower Conference and Exhibition, 2 - 5 April, CNIT, La Défence, Paris, France, 2002
- [3-5] Hand, M.M., Simms, D.A., Fingersh, L.J., Jager, D.W., Cotrell, J.R., Schreck, S., and Larwood, S.M., "Unsteady Aerodynamics Experiment Phase VI: Wind Tunnel Test Configurations and Available Data Campaigns", NREL/TP-500-29955, National Renewable Energy Laboratory, Golden, Colorado, USA, (2001).

4 Udgivelse af profilkatalog – *Franck*

Bertagnolio, Jeppe Johansen, Niels N. Sørensen

4.1 Introduktion

Formålet med det nærværende arbejde er at oprette et profilkatalog med vingeprofilsektioner der kan anvendes i forbindelse med vindmøllebladdesign. Her er det muligt at sammenligne profilkarakteristikker samt tryk- og skinfriktionsfordelinger for flere vingeprofiler. Arbejdet har to sekundære formål.

For det første giver sammenligninger af beregninger med Navier-Stokes koden EllipSys2D [4-1], [4-2], beregninger med panelkoden XFOIL [4-3] samt eksperimentelle data god mulighed for validering af koder.

Det andet formål er at klassificere profiler efter, hvorledes beregningerne stemmer overens med målinger samt hvorfor. I forbindelse med klassificeringen er der blevet opstillet et sæt kriterier der evaluerer overensstemmelsen mellem beregninger og målinger. På baggrund af disse kriterier er de valgte profiler opdelt i to grupper: Én gruppe hvor EllipSys2D er i stand til at reproducere målinger og én gruppe hvor EllipSys2D ikke er i stand til det.

Der er oprettet et profilkatalog hvor information om vingeprofilers performance kan blive ekstraheret.

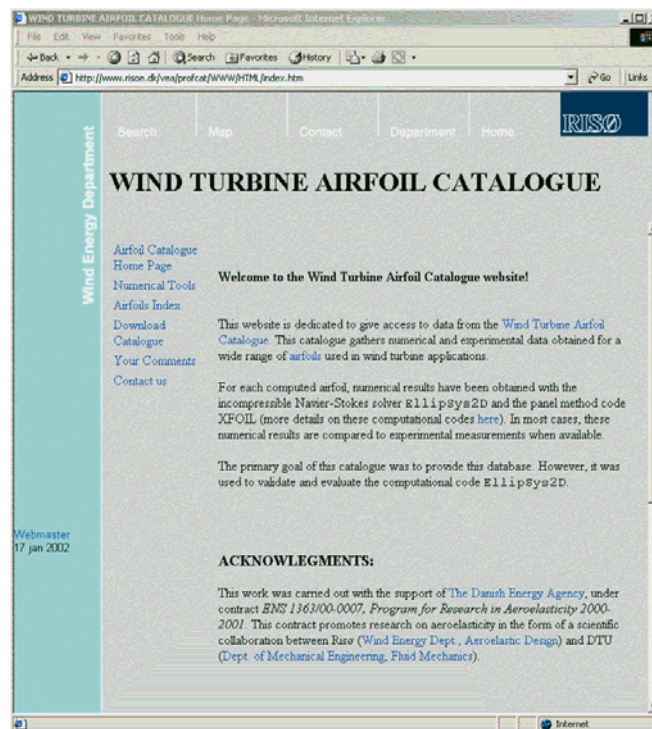
4.2 Numeriske beregninger

Som tidligere nævnt er beregningerne foretaget med EllipSys2D. Alle beregninger er foretaget med en C-net topologi, hvor et netafhængighedsstudie er gennemført. Til beregning af de konvektive led er benyttet et anden ordens nøjagtigt upwind skema, (SUDS). $k-\omega$ SST turbulensmodellen af Menter [4-4] er benyttet til beregning af den turbulente viskositet. Laminar til turbulent transition er modelleret vha. Michel modellen [4-5] for fri transition og Chen-Thyson modellen [4-6] for turbulent intermitens. De viste resultater er alle regnede hvor strømningen antages stationær

4.3 Profilkatalog

De numeriske resultater er systematisk sammenlignet med resultater fra XFOIL koden samt eksperimentelle data. Til dato er 28 forskellige profiler blevet behandlet. De fleste af profilerne er brugt i vindmøllebladdesign. De opnåede resultater er publiceret i en separat rapport [4-7], til hjælp for vingedesign eller validering af tilsvarende numeriske metoder.

Det er også muligt at downloade resultaterne direkte fra en internet hjemmeside [4-8], se Figur 4-1



Figur 4-1, Vindmølleprofilkatalogets hjemmeside

4.4 Beregnings analyse

4.4.1 Klassificering af profiler

De ovennævnte resultater er analyseret for at bestemme hvilke profilsektioner EllipSys2D er i stand til at regne tilfredsstillende på. Det viste sig først at tykke profiler (>20%) var sværere at opnå overensstemmelse med målinger med. En anden observation var at beregningerne på disse profiler oplever stall ved en højere indfaldsvinkel sammenlignet med eksperimenterne. Desuden er den beregnede lift i post-stall området altid højere end den eksperimentelle lift. Udover dette er det velkendt at laminar til turbulent transition er en betydelig faktor både for lift niveauet samt for hvornår stall opstår. Dette blev så undersøgt nærmere.

4.4.2 Transitionsstudie

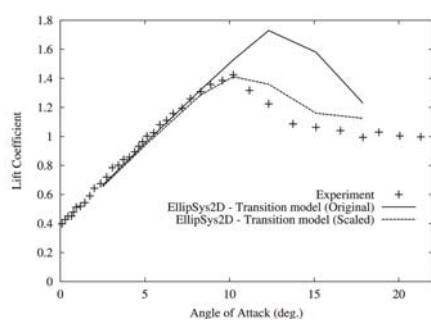
En bemærkelsesværdig observation, for de profiler hvor EllipSys2D ikke så godt kunne bestemme den korrekte lift, var at den beregnede transition på sugesiden var forsinket i forhold til målingerne. Denne transitionsforsinkelse har stor indflydelse på trykfordelingen idet den øger trykkoefficienten på sugesiden nær forkanten af profilet og derved øger liften.

I profildesign er det ofte benyttet at have en skarp forkantssugespid der kan udløse transition tæt på forkanten af profilet. Denne sugespids er tilsyneladende ikke tilstrækkelig til at udløse transition med Michel modellen. Derfor blev der kigget grundigt på den numeriske mekanisme der udløser transition i koden.

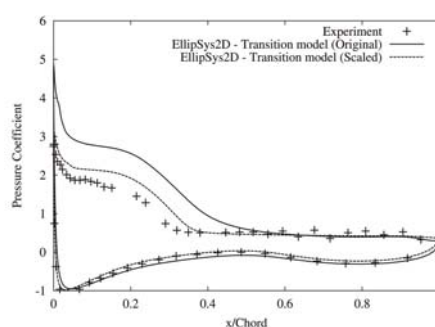
4.4.3 Tilpasning af transitionsmodellen

Michel transitionsmodellen er baseret på væksten i den laminare grænse-lagstykkelse. Transition udløses når denne tykkelse når en kritisk værdi, som er empirisk bestemt til at passe strømmingen over en flad plade. På profilerne, hvor der er dårlig overensstemmelse med målinger, resulterede den skarpe sugespids ikke i omslag fra laminar til turbulent strømning som tiltænkt ved design af profilerne. Idet sugespidsen efterfølges af en svag trykgradient eller et tryk plateau, var den efterfølgende vækst i grænse-lagets tykkelse langsom, og transitionen blev forsinket til en position langt fra forkanten.

I forbindelse med at verificere konklusionerne blev et numerisk eksperiment udført. Ved at ændre på den kritiske værdi i Michel transitionsmodellen således at transition blev bestemt tættere på forkanten, blev overensstemmelsen væsentligt forbedret. Det viste sig at denne 'skalerede' Michel transitionsmodel havde meget lille effekt på de profiler som EllipSys2D godt kunne regne på, mens for de andre profiler blev beregningerne væsentligt forbedrede. Se Figur 4-2 og Figur 4-3.



Figur 4-2, Lift kurve.



Figur 4-3, Trykkoefficient ved $\alpha=15.1^\circ$.

4.5 Konklusioner

En database over vindmølle vingeprofiler med både numeriske og eksperimentelle data er produceret og er tilgængelig både i rapportform og i digital form på internettet.

Det er vist at transitionsmodellen kan have stor indflydelse ved beregning af strømningen omkring visse profiltyper. Nemlig dem som er følsomme overfor transitionspunktets beliggenhed.

Det anbefales at disse observationer tages i regning ved design af vindmøllevingeprofiler, hvor numeriske metoder anvendes.

4.6 Referencer

- [4-1] Michelsen, J.A., "Block Structured Multigrid Solution of 2D and 3D Elliptic PDE's", Tech. Report AFM 94-06, Technical University of Denmark, Lyngby, Denmark, 1994.
- [4-2] Sørensen, N.N., "General Purpose Flow Solver Applied to Flow over Hills", PhD Thesis, Tech. Report Risø-R-827(EN), Risø National Laboratory, Roskilde, Denmark, 1995.
- [4-3] Drela, M., "XFOIL: An Analysis and Design System for Low Reynolds Number Airfoils", Lecture Notes in Engineering: Low Reynolds Number Aerodynamics, T.J. Mueller (ed.), Springer-Verlag, New York, **54**, 1989.
- [4-4] Menter, F.R., "Zonal Two-Equations k-omega Turbulence Models for Aerodynamic Flows", AIAA Paper 93-2906, 1993.
- [4-5] Michel, R., "Etude de la transition sur les profils d'aile ; Etablissement d'un critère de détermination du point de transition et calcul de la traînée de profil incompressible", Tech. Report 1/1578A, ONERA, France, 1951.
- [4-6] Chen, K.K. and Thyson, N.A., "Extensions of Emmons Spot Theory to Flows on Blunt Bodies", AIAA Journal, **9**(5), pp.821-825, 1971.
- [4-7] Bertagnolio, F., Sørensen, N.N., Johansen, J. and Fuglsang, P., "Wind Turbine Airfoil Catalogue", Tech. Report Risø-R-1280(EN), Risø National Laboratory, Roskilde, Denmark, 2001.
- [4-8] <http://www.risoe.dk/vea/profcat/index.htm>
- [4-9] Bertagnolio, F., Sørensen, N.N., Johansen, J. and Fuglsang, P., "Conclusions from the Comparisons of Numerous 2D Airfoil Computations with Experiments", AIAA-2002-0034, Reno, US, Januar 2002.

5 Kinematiske randbetingelser anvendt til modellering af vortex generatorer – *Mads Reck*

5.1 Introduktion

Numerisk strømningssimulering (CFD) af relativt komplekse geometrier såsom vortex generatorer på eksempelvis vindmøllevinger stiller store krav til bl.a. det anvendte beregningsnet. Fluidområdet omkring den faste geometri (vingen med vortex generatorer) diskretiseres i et antal små celler hvori strømningens hastighed, tryk og turbulente størrelser beregnes. Særligt omkring indviklede geometrier, der influerer væsentligt på strømningens forløb, er en stor celletæthed nødvendig. At identificere disse områder samt at udføre selve cellediskretiseringen er særdeles tidskrævende og ofte manuelt arbejde i hver krog af beregningsdomænet.

Ønskes den faste geometri ændret, fx en anden vinge eller en anden type/placering af en vortex generator, skal et nyt net opbygges med dertil hørende tidsforbrug.

I denne fremstilling præsenteres en alternativ tilgangsvinkel til dette problem. Ideelt set ønskes beregningsnettet opbygget een gang for alle for derved at kunne anvende det samme net til et væld af forskellige geometri-konfigurationer. Naturligvis bør nettet konstrueres i nogenlunde overensstemmelse med de faste geometrier man ønsker strømningssimulering for, men detaljetilpasning skal om muligt undgås. Man bør derfor øge celletætheden fx i *nærheden* af vægge og i områder hvor der vil indtræde fast geometri, men bortset herfra, opbygges beregningsnettet som om der ingen fast geometri er. Herefter vil den præsenterede model, ved hjælp af volumenkræfter, inddrage den ønskede geometri.

Den præsenterede model har desuden en række andre fordele, såsom muligheden for at flytte og ændre form og placering af den faste geometri som funktion af tiden – uden at deformere beregningsnettet. Det er endvidere muligt at give fastholdt geometri en overfladehastighed. Endelig er de kræfter der afsættes på den faste geometri direkte til rådighed.

5.2 Metode

Metoden der anvendes er kendt under flere betegnelser, iblandt disse: *body boundary forces*, *kinematic boundary conditions* og *virtual boundaries*. Betegnelsen kinematiske randbetingelser vælges anvendt her.

Princippet blev formuleret af Peskin [5-1] og videreført af en række andre i forskellige sammenhænge, herunder Verzicco *et al.* [5-2]. Nærværende implementering bygger på Kim *et al.* [5-3] og anvendes med strømningssimuleringskoden Ellipsys (Michelsen, 1994/1995 [5-4] [5-5] og Sørensen 1995 [5-6]).

Metoden er overraskende simpel og tager udgangspunkt i de, for fluidstrømninger styrende, Navier-Stokes ligninger. Her skal anvendes *large eddy simulation* der er en fuldt tredimensional og tidsafhængig simuleringsmetode der tilvejebringer alle væsentlige strømningsfænomener uden at belaste regnemaskinen med den fulde og mikroskopiske detaljering af strømningen.

Metoden for kinematiske randbetingelser kan let vises ved at se på den tidsafledede af Navier-Stokes ligninger

$$\frac{\mathbf{u}^n - \mathbf{u}^g}{\Delta t} = \mathbf{HS} + \mathbf{f}$$

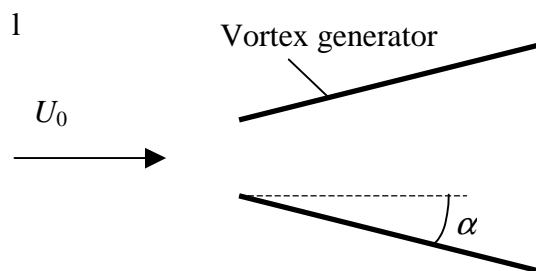
hvor \mathbf{u}^n er den variabel vi løser for, her hastigheden, \mathbf{u}^g er den kendte løsning fra forrige iteration, Δt er tidsskridtet, \mathbf{HS} er de resterende led i ligningssystemet og \mathbf{f} er den volumenkraft vi ønsker at indsætte for at opnå en given hastighed. Ligningen ovenfor omformes let til

$$\mathbf{f} = -\mathbf{HS} + \frac{\mathbf{V}^n - \mathbf{u}^g}{\Delta t}$$

hvor \mathbf{V}^n er den hastighed vi ønsker – den kinematiske randbetingelse. Nu kan \mathbf{f} beregnes og en fast og stillestående geometri modelleres således ved at betinge hastigheden til nul i de celler der skærer randen af geometrien. Denne betingelse er tidstro, da den indføres efter beregningen af de enkelte led i Navier-Stokes ligningen men inden ligningssystemet løses. Den betingede hastighed vil derfor altid gælde med en nøjagtighed lig eller størrelsesordener bedre end de afhængige variable (hastighed, tryk, mv.).

5.3 Resultater

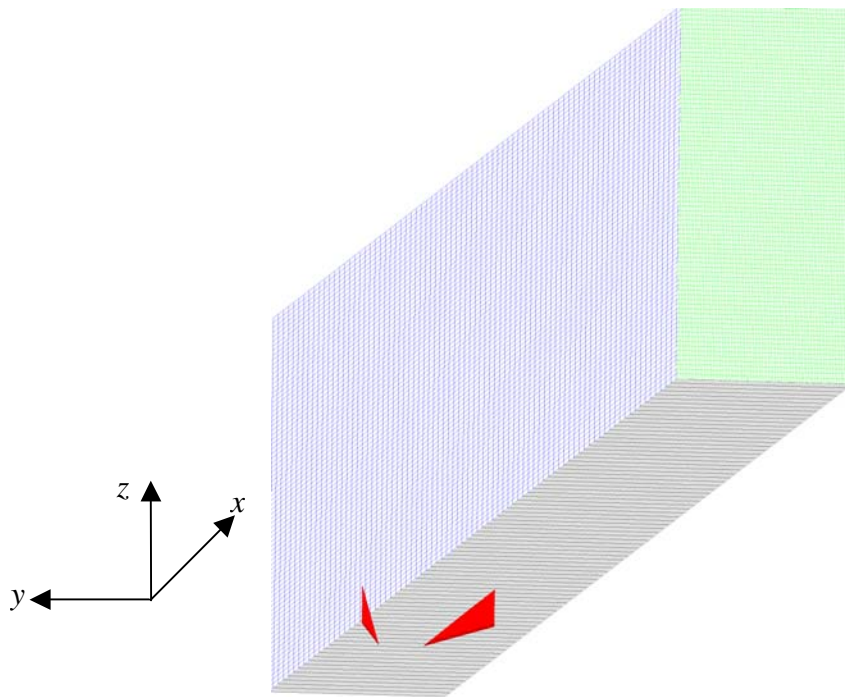
Nærværende resultater er fremkommet af large eddy simuleringer med kinematiske randbetingelser i Ellipsys. Det anvendte beregningsnet er kartesisk og ortogonalt. Traditionel indløb/udløbskonfiguration med symmetri på sidevægge. Beregningsnettet er blokstruktureret med otte blokke hver med $40 \times 40 \times 40$ celler, i alt 512000 celler. Dimensionerne på beregningsnettet er $(\Delta x, \Delta y, \Delta z) = (0.6, 0.04, 0.1)$ m. Reynoldstallet er $> 10^6$, der er anvendt SUDS differensskema med PISO tryk-hastighedskobling. Tidsskridtet er 0.001 s..



Figur 5-1. Skitse af vortex generator konfiguration.

Dimensionen for de indsatte vortex generatorer er (længde, højde) = (4, 0, 1) cm, vinklen α på figuren herover er 14° . Vortex generatorerne er placeret med 1 cm indbyrdes afstand målt ved forkanten.

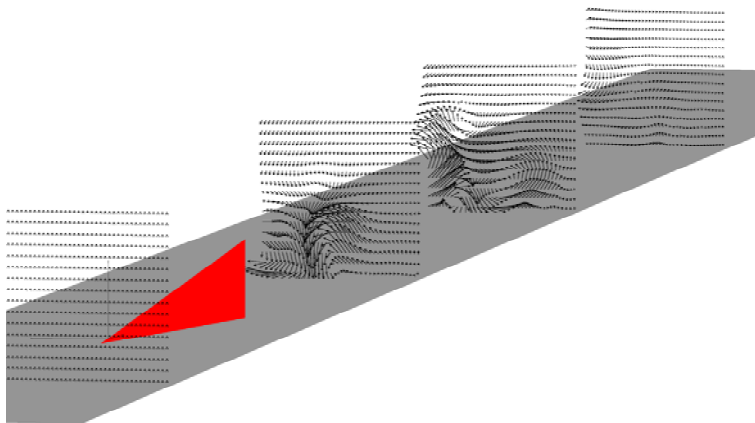
Vortexgeneratorerne er placeret på en vægrand, se figuren herunder.



Figur 5-2. Beregningsnet. Vortex generatorers placering angivet. Væg placeret nederst. Indløb nærmest (ikke vist), udløb længst væk. Koordinatorientering angivet til venstre.

I det følgende præsenteres kvalitative resultater fra en transient simulering med ovennævnte geometri.

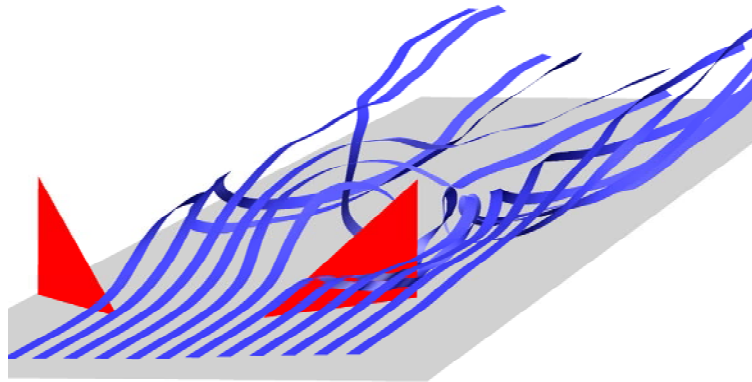
Figuren herunder viser et snapshot af hastigheden i planer op- og nedstrøms for vortex generatorerne. Tilstedeværelsen af vortex generatorerne ses tydeligt på de afbildede vektorer. Vektorerne angiver kun hastighed vinkelret på hovedstrømningen.



Figur 5-3. Hastighedsvektorer i planer vinkelret på hovedstrømningsretningen. Vektorer projiceret på yz-planen. Antallet af vektorer afspejler ikke beregningsnettet.

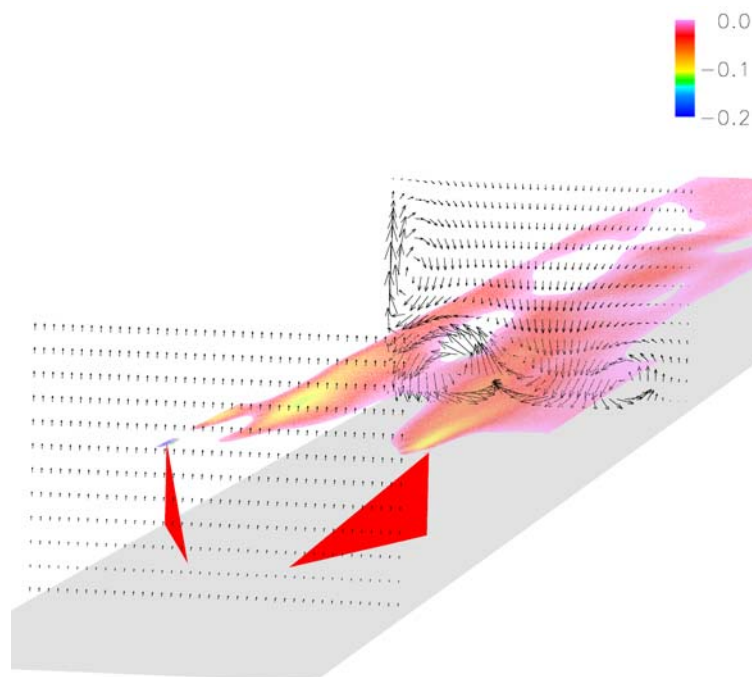
Den forventede nedadrettede (mod pladen) momentumtransport ses nedstrøms for vortex generatorerne, på figuren herover. Denne effekt ses tillige at uddø nær udløbet, længere nedstrøms. I forbindelse med vortex generatorer på vind-

møllevinger ønskes blandt andet at bringe momentum ned i vingens grænselag for derved at forsinke stall.



Figur 5-4. Strømlinier i middelfelt ($t=10-20s$).

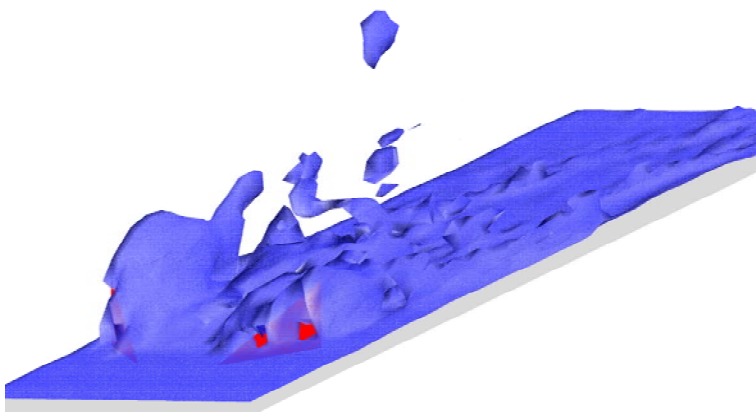
Figuren herover viser postproces-genererede strømlinier (integration i hastighedsfelt) for middelstrømningsfeltet ($t=10-20s$). Strømlinierne er angivet som bånd (ribbons) hvorved rotationen af den enkelte fluidpartikel kan ses. Som antydnet tidligere af hastighedsfeltet, påvirkes fluidpartiklerne stærkt af vortex generatorerne og momentumtransport i lodret retning (z -retn.) ned mod pladen finder sted. Denne transport vil ikke finde sted med pladen alene, da strømingsproblemet da vil reducere til det simple grænselagstilfælde.



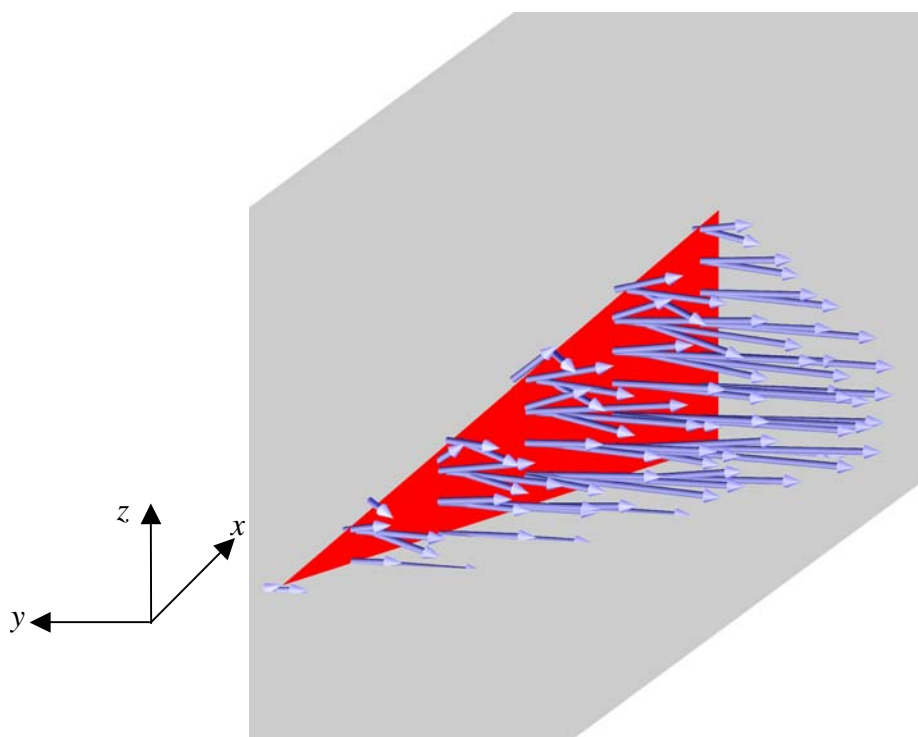
Figur 5-5. Vektorer vinkelret på strømrretning i $x=0.04$ og $x=0.2$. Konturfelt angiver, i en plan lige over vortex generatorerne, værdier under nul af hastighedskomponenten i z -retningen (flow mod væg). Snapshot til $t = 19.5s$.

Figuren herover viser, som tidligere, vektorer vinkelret på strømmingen i to planer. Herudover er vist et konturfelt i en plan lige over vortex generatorerne. Konturfeltet angiver den lodrette hastighedskomponent, w , for værdier under 0,

dvs. hastighed ned mod pladen. Det ses, at der ingen nedadgående hastighed er opstrøms for vortex generatorerne, mens der nedstrøms for disse er store områder med nedadrettet hastighed. Large eddy simuleringen formår at opløse de kraftige hvirvler der opstår nedstrøms for vortex generatorerne. Dette ses også af figuren herunder, der viser en isoflade for vorticity ved et niveau på $\omega=150$. Her ses tydeligt hvorledes vorticityfladen bryder op når vortex generatorerne passerer.



Figur 5-6. Isoflade for vorticity ($\omega=150$), snapshot til $t=19.5s$.



Figur 5-7. Volumenkræfter som resultat af den påtrykte kinematiske randbetingelse ved vortexgeneratoren.

Figuren herover viser kvantitativt de volumenkræfter der resulterer i de påtrykte kinematiske randbetingelser. Den ene vortexgenerator er vist, og volumenkræfterne er vist med vektorer. Formen af kraftfordelingen fra rod til tip af vortexgeneratoren ser ud som forventet, med største kræfter nær roden og jævnt aftagende mod tipet.

gende kræfter mod tippen. Hver vektor på ovenstående figur markerer en celle med påtrykt randbetingelse.

5.4 Diskussion

Kinematiske randbetingelser er implementeret i Ellipsys CFD-koden. Der er blevet foretaget validering på generiske strømningsproblemer. Nærværende fremstilling præsenterer metoden anvendt på vortex generatorer på en flad plade med anvendelse af LES.

Resultaterne er blevet vurderet kvalitativt og fundet i overensstemmelse med forventede resultater for det givne strømningsproblem.

5.5 Referencer

- [5-1] Peskin, C. S., Flow patterns around heart valves: a numerical method, *Journal of computational physics*, 1972.
- [5-2] Verzicco, R., Orlandi, P., Large eddy simulation in complex geometric configurations using boundary body forces, *AIAA Journal*, 2000.
- [5-3] Kim, J., Kim, D., Choi, H., An immersed-boundary finite-volume method for simulations of flow in complex geometries, *Journal of computational physics*, 2001.
- [5-4] Michelsen, J. A., Basis3D – a platform for development of multiblock PDE solvers, *Technical report AFM 92-05*, Danmarks Tekniske Universitet, 1992
- [5-5] Michelsen, J. A., Block structured multigrid solution of 2D and 3D elliptic PDE's, *Technical report AFM 94-06*, Danmarks Tekniske Universitet, 1994
- [5-6] Sørensen, N. N., General purpose flow solver applied to flow over hills, *Risø-R-827(EN)*, Forskningscenter Risø, Roskilde, 1995.

6 Beregning af laminar-turbulent omslag i 2D og 3D – Jess A. Michelsen

6.1 Introduktion

Beregning af strømmingen omkring vindmølle rotor er ved brug af Computational Fluid Dynamics (CFD) har i de senere år undergået en ikke ubetydelig udvikling. Blindtesten på NREL fase 6 rotoren, [6-1] er et godt eksempel på at CFD metoder idag er istand til at producere ganske præcise resultater, i det mindste for visse strømningsituationer. Det daværende modelleringsniveau indebar stationær instrømning, at alle rotorblade arbejder under samme betingelser til et givet tidspunkt, at strømmingen overalt beskrives som fuldt turbulent, samt at alle skalaer i strømmingen modelleres af turbulensmodellen. Som turbulensmodel er normalt anvendt $k-\omega$ SST modellen [6-2].

For vindhastigheder op til ca. 12 m/s forudsiger CFD metoder typisk effektproduktionen indenfor en nøjagtighed på 2 %. Ved øgede vindhastigheder, hvor større og større dele af rotorbladene arbejder over stallpunktet, vil en CFD beregning baseret på fuldt turbulent strømning almindeligvis overvurdere effektproduktionen, idet dette modelleringsniveau ikke modellerer turbulent omslag og dermed stall korrekt. Når strømmingen over en profilsektion (feks på et rotorblad) har passeret stallpunktet og indfaldsvinklen øges yderligere, vil den separerede del af strømmingen tendere til at blive 3-dimensionel. De store skalaer i strømmingen vil med brug af CFD med turbulensmodellering imidlertid vedblive at være 2-dimensionale. Dette fører til stærkt overvurderet lift på sektionen eller vingen.

Behandlingen af de store skalaer, der normalt betegnes som afkastede hvirvler, kan forenklet ske med en Detached Eddy Simulation (DES) model, [6-28].

For Wortmann FX 66-S-196 V1 profilet viser Johansen og Sørensen [6-3] sammenlignende beregninger med og uden turbulent omslag. Beregningen uden turbulent omslag forudsætter fuldt turbulent strømning. Det ses at lift koefficienten undervurderes med ca. 10 % for hele det lineære indfaldsvinkelområde og at beregningen ikke viser et egentligt stall, som målt. Beregninger med omslagsmodel, her dels en Michel [6-4] model og en lineær stabilitets model a la Smith og van Ingen [6-5] [6-6], finder lift koefficienter i overordentlig god overensstemmelse med de målte, og forudsiger stall med rimelig god nøjagtighed. Indenfor det lineære indfaldsvinkelområde overvurderer den fuldt turbulente beregning formmodstanden med næsten en faktor 2. Modellering med omslag viser excellent overensstemmelse i det lineære område, medens nogen overvurdering af lift findes efter stall.

Man må udfra denne sammenligning konkludere at korrekt beregning af aerodynamiske strømninger, herunder rotorstrømnings beregninger, forudsætter en adekvat modellering af turbulent omslag.

Tilstedeværelsen af turbulent omslag har været kendt siden Reynolds dye-experiment fra 1883 [6-7]. Fysikken bag omslaget er derimod kun langsomt og stadig kun delvist erkendt. De 2-dimensionale Tollmien-Schlichting bølger blev fundet i 1926 [6-8], men i mange år derefter ignoreret, idet langt de fleste eksperimenter klart pegede på at omslaget var en 3-dimensionel, nærmest eksplosiv overgang til turbulens. Da Scubauer og Skramstad [6-9] i 1947 dokumenterede Tollmien-Schlichting bølgerne havde det til gengæld så stor gennemslagskraft at selv Liepmanns [6-10] utvetydige indikation af spanvise fluktuationer blev ignoreret til fordel for en 2-dimensionel anskuelse. I 1951 observerede Emmons [6-11] nærmest tilfældigt sporadiske turbulente spots på overfladen af en vand-

Blindtesten på NREL rotoren viser at CFD metoder producerer endog ganske præcise resultater

For vind op til 12 m/s forudsiger CFD effektproduktionen indenfor 2 %

korrekt beregning af rotorstrømning forudsætter adekvat modellering af turbulent omslag

*Da lineær stabilitet
opfører sig
forudsigeligt
benyttes den i mange
CFD metoder*

strømning. Først i 1962 opklarede Klebanoff, Tidström og Sargent [6-12] at der var en sammenhæng mellem de forskellige mellemliggende processer. Som et tankevækkende eksempel på ufuldstændigheden af vor viden om omslag, er det originale omslagsforsøg af Reynolds endnu ikke fuldstændigt forstået.

Omslagsprocessen for grænselag i ekstern strømning kan i mange tilfælde beskrives udfra Klebanoff, Tidström og Sargents model. Faktisk viser Squire's teorem fra 1954 [6-13] at forstyrrelser i strømmingen er 2-dimensionale, så længe de er små. Dette er en af de vigtige forudsætninger for anvendelsen af lineær stabilitets teori til beskrivelse af turbulent omslag. Da lineær stabilitet opfører sig forudsigeligt antager de fleste beregningsmetoder små forstyrrelser. Dette er tildels berettiget for eksterne strømninger, idet der normalt ikke er tale om kraftig fristrømturbulens eller andre forstyrrelser af en størrelse der ikke med rimelighed lader sig linearisere.

Til tider er de eksterne forstyrrelser dog så kraftige at opvoksen af lineære forstyrrelser springes over og turbulent spots eller subkritiske instabiliteter opstår, hvorved strømmingen meget hurtigt bliver turbulent. Bypass omslag dokumenteredes teoretisk først af Morkovin i 1969 [6-14], og fandtes eksperimentelt af Reshotko i 1984 [6-15]. De eksterne forstyrrelser var her forårsaget dels af kraftig fristrømturbulens, dels af overfladeruhed. Brug af lineær stabilitets teori for strømninger med kraftig fristrømturbulens foresloges af Mack i 1954 [6-16], men vil oftest være helt forfejlet.

Vinden i den del af det atmosfæriske grænselag, hvori vindmøller opererer har ofte en relativt høj fristrømturbulens som bidrager med store eksterne forstyrrelser af grænselaget. Derudover vil ruhed, tilsigtet eller utilsigtet, på rotorbladenes overflade bidrage med forstyrrelser. Det er overvejende sandsynligt, men ikke undersøgt, at omslaget på rotorblade ofte er af bypass type. Da turbulensgraden i vinden ofte er stærkt varierende på en kort tidsskala, er det endvidere tænkeligt at omslagstypen veksler mellem lineær og bypass type. Hvis dette er tilfældet, vil spring mellem flere forskellige effektproduktionsniveauer kunne forekomme.

*Det er sandsynligt, at
omslag på rotorblade
ofte er af bypass type*

6.2 Metoder

Alle beregninger i denne undersøgelse er foretaget med anvendelse af den generelle strømningsløser EllipSys [6-17-[6-19], i dens 2 og 3 dimensionale versioner. Der anvendes i alle tilfælde Menters $k-\omega$ SST turbulensmodel. Der er anvendt to forskellige omslagsmodeller. For lineære omslags senarier (lav turbulensgrad) anvendes en semi-empirisk e'' model foreslået af Drela og Giles [6-20].

Samme model anvendes i programmet Xfoil. For bypass omslag anvendes en empirisk model af Suzen og Huang [6-21].

For begge modellers vedkommende forudsættes en beregning af de integrale grænselagsparametre H og θ . Disse kan begge findes ved integration af hastighedstværsnittene beregnet via Navier-Stokes ligningerne. Det vises imidlertid af Stock og Haase [6-22], at dette kræver et ekstremt fint beregningsnet. Istedet løses grænselagsligningerne, begyndende ved stagnationslinien eller stagnationspunktet og der integreres nedstrøms indtil omslagslinien eller omslagspunktet er fundet. Denne procedure foretages i hver ydre iteration eller tidsskridt.

De fulde 3-dimensionale grænselagsligninger er yderst komplicerede, og indebærer løsningen af 4 kobledede ligninger for grænselagstykkelser, alle diskretiserede i 5 forskellige højder [6-23]. Istedet simplificeres ved antagelse af lokal axisymmetri, hvorved der bl.a. ikke tages hensyn til lateral skewness, dvs at hastighedsprofilet vrides op gennem grænselaget. Dette er imidlertid kun vigtigt efter separation. Da omslag for det meste sker før eller umiddelbart efter

separation er dette af ringe betydning. Antagelsen af axisymmetri medfører et ekstra gradientled i hver af 2D grænselagsligningerne, som gør rede for dilatation på tværs af strømmingen. Integral momentumbalance og integral moment-of-momentum er her skrevet i instationær form. I algoritmen løses integral momentum samt en kombination af de to ligninger. Der løses for θ og H med grænselags randhastigheden U_e givet fra Navier-Stokes beregningen. Closures for C_f , C_d og energitykkelsen θ^* er beregnet under antagelse af Falkner-Skan hastighedsprofiler.

$$\frac{1}{U_e^2} \frac{\partial U \delta^*}{\partial t} + \frac{\partial \theta}{\partial s} + (2+H) \frac{\theta}{U_e} \frac{\partial U_e}{\partial s} + \frac{\theta}{U_e} \frac{\partial U_n}{\partial n} = \frac{C_f}{2}$$

$$\frac{1}{U_e} \frac{\partial (1+H)\theta}{\partial t} + \frac{2\theta}{U_e^2} \frac{\partial U_e}{\partial t} + \frac{1}{U_e^3} \frac{\partial U_e^3 \theta^*}{\partial s} + \frac{\theta^*}{U_e} \frac{\partial U_n}{\partial n} = \frac{C_f}{2}$$

Før løsning af grænselagsligningerne findes stagnationslinien, fra hvilken der integreres. Principielt findes stagnationslinien, hvor trykkoefficienten er lig 1. For at sikre at hele stagnationslinien og intet andet findes i hvert eneste tids-skridt, også før iterationen er faldet på plads, benyttes et noget udvidet krav. Der antages Hiemenz flow på tværs af stagnationlinien og Blasius flow på langs. Således kan der dels findes realistiske værdier af θ og H som start for grænse-lagsløsningen, dels kan den eksakte position af stagnationslinien mellem to cel-ler findes.

Principielt findes stagnationslinien, hvor C_p er lig 1

I løbet af integrationen langs strømmingen af grænselagsligningerne, checkes først et kriterie for om neutral stabilitet er passeret, dvs om evt. forstyrrelser dæmpes eller forstærkes. Når neutral stabilitet er passeret, integreres n -faktoren indtil den når den fastsatte værdi for omslag. Typisk er denne værdi omkring $n=9$. Ifølge Mack's udtryk fra 1954 svarer denne værdi til en turbulensgrad om-kring 0.1%. Når man i litteraturen finder forskellige værdier af n anvendt for at afstemme i forhold til et eksperiment, er problematikken som regel at der i for-søget er en ikke negligibel turbulensgrad eller følsomhed overfor overfladeru-hed.

For bypass omslag checkes kriteriet

$$Re_{\theta_{Tr}} = (120 + 150Tu^{(-2/3)}) \coth[4(0.3 - 10^{-5} K_t)]$$

hvor K_t er minimumværdien af accellerationsparameteren i nedstrømsretningen og Tu er turbulensgraden ved transition onset.

Ved løsning af Navier-Stokes ligninger beskrives omslag via intermittensfak-toren γ idet den effektive viskositet beregnes som $\mu + \gamma \mu_T$, hvor γ antager værdien 0 før omslag, svarende til fuldt laminart flow, og stiger fra 0 til 1 efter omslag. Til hver af de to omslagsmodeller hører der en intermittens funktion, som be-skriver variationen af γ efter omslag. For bypass omslag beregnes intermittensen som

$$\gamma = 1 - \exp \left\{ - (x - x_{Tr})^2 \left(\frac{U_{e,Tr}}{\nu} \right)^2 \alpha \sigma \right\}$$

EllipSys koden tester altid kriterier for naturligt og bypass omslag sideløbende

hvor index Tr betegner transition onset, α er den dimensionsløse spot formation rate, og σ kaldes spot propagation rate. Intermittensfunktionen for naturligt omslag er efter Chen og Thyson [6-24] og er af lignende form.

I EllipSys koden testes kriterier for naturligt og bypass omslag altid sideløbende. Der anvendes den højeste af de to intermittensfaktorer.

Ydermere kan der anvendes en separationsmodel, foreslået af Schmidt og Müller [6-25], som for naturligt omslag af og til er nødvendig for at sikre stabilitet i beregningen. Når separation nås før omslag, beregnes afstanden til det punkt, hvor omslag senest kan ske.

Intermittensfaktoren er nu beregnet på overfladen. Intermittensen beregnes nu over hele grænselaget samt eventuelt i kølvandet ved at løse en advektionsligning,

$$\frac{\partial \gamma}{\partial t} + \frac{\partial U \gamma}{\partial x} + \frac{\partial V \gamma}{\partial y} + \frac{\partial W \gamma}{\partial z} = S$$

hvor kildeleddet S udledes ved evaluering af de advektive led i ligningen med de nyligt beregnede intermittensværdier.

6.3 Validering af omslagsmodel i 2D strømning.

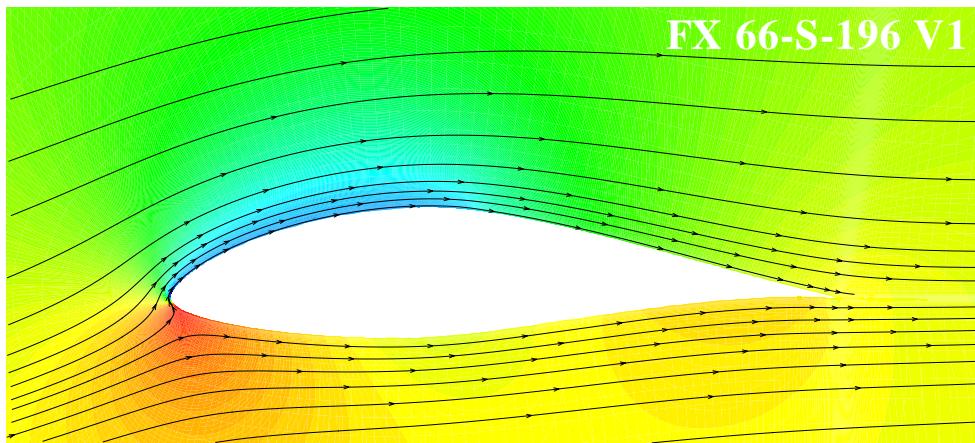
6.3.1 Naturligt omslag

Omslagsmodellen for naturligt omslag valideres for strømning omkring Wortmann FX 66-S-196 V1 profilet. Målinger for dette profil [6-26] er foretaget ved en turbulensgrad på 0.07%, hvilket betyder at der vil forekomme naturligt omslag, men ikke bypass omslag. Der er her regnet for $Re = 1.500.000$, Figur 6-1 viser tryk og strømlinier omkring profilet. Figur 6-2-Figur 6-3 viser lift og drag for fuldt turbulente og omslagsberegninger, sammenlignet med målingerne. Lift er for det lineære vinkelområde meget tæt på målingerne. Det beregnede stallpunkt ligger lidt senere end det målte. Tilsvarende ses i Tabel 6-1, at omslagspunkterne på profilets overside bevæger sig fremad noget for sent i forhold til de målte positioner. Ved naturligt omslag vil især stallpunkt og max lift vil være meget følsom for selv små justeringer i omslagsmodellen. Den beregnede profilmodstand er for det lineære område meget tæt på den målte. Modstanden stiger noget før og meget kraftigere end den målte. Dette har ikke kun at gøre med omslagsmodellen, men også at strømmingen regnes som 2-dimensional. Selv hvis strømmingen regnedes 3-dimensional ville problemet dog ikke forsvinde, idet turbulensmodellen har stærk tendens til at 2-dimensionalisere strømmingen.

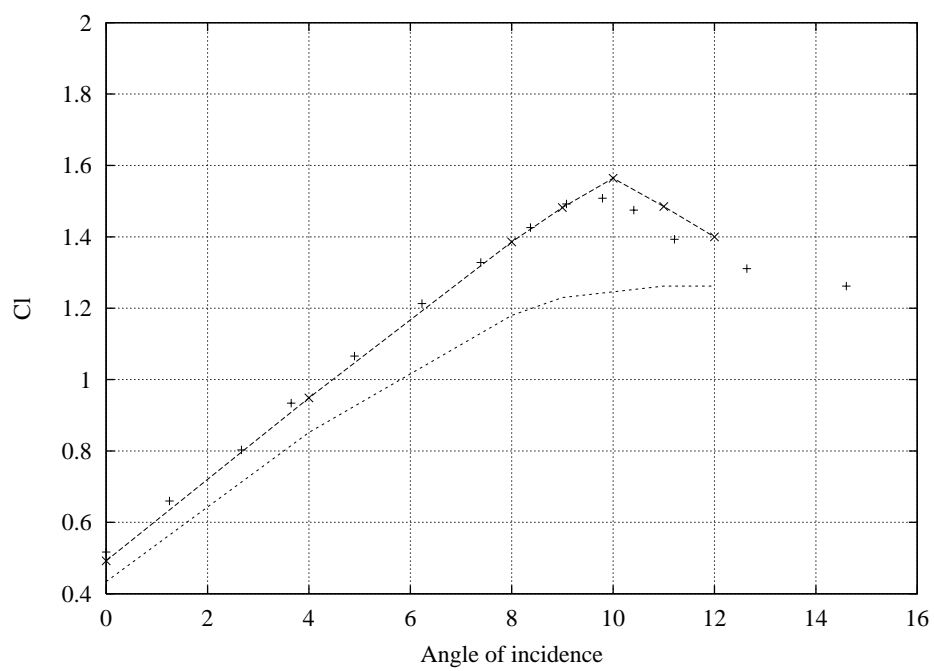
Det beregnede stallpunkt ligger 0.5° senere end det målte

Tabel 6-1: Omslagspunkternes placering, FX 66-S-196 V1, $Re=1.500.000$

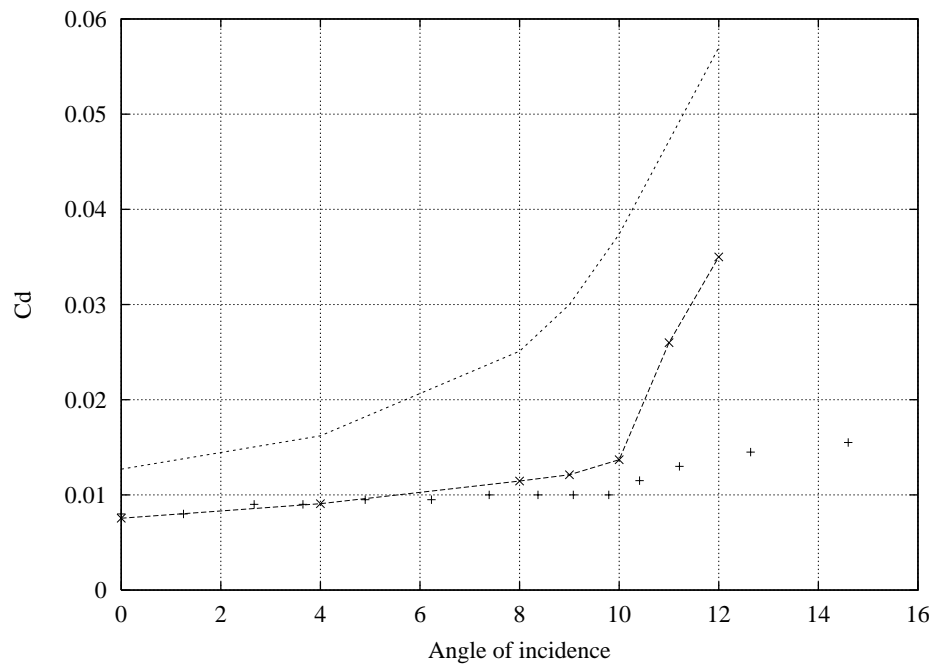
α	$X_{Tr,up}(exp)$	$X_{Tr,up}(CFD)$	$X_{Tr,lo}(exp)$	$X_{Tr,lo}(CFD)$
0°	0.53	0.48	0.50	0.48
4°	0.50	0.46	0.54	0.53
8°	0.46	0.44	0.60	0.64
9°	0.45	0.41	0.62	0.73
10°	0.27	0.39	0.66	1
11°	-	0.02	-	1



Figur 6-1. FX 66-S-196 V1. Pressure and streamlines. $\alpha=10^\circ$



Figur 6-2. FX 6-S-196 V. C_L . Measured (+), transitional (-x-), and fully turbulent (---).



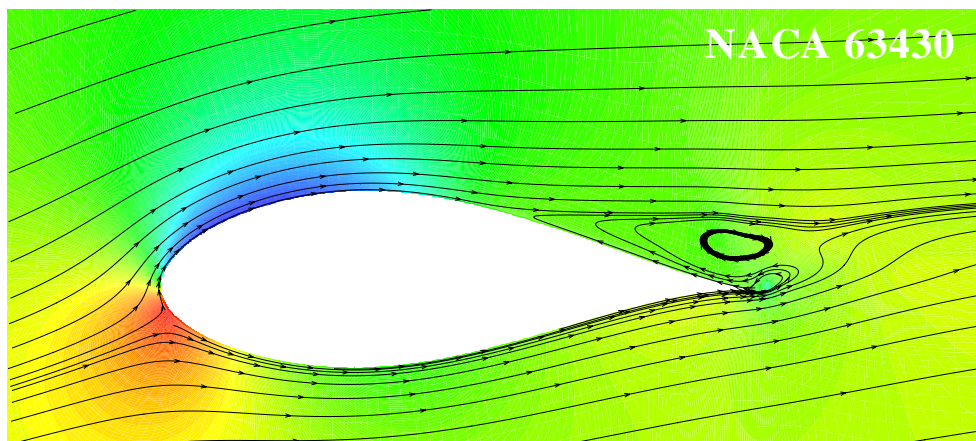
Figur 6-3. FX 6-S-196 V. C_D . Measured (+), transitional (x-), and fully turbulent (---).

6.3.2 Bypass omslag

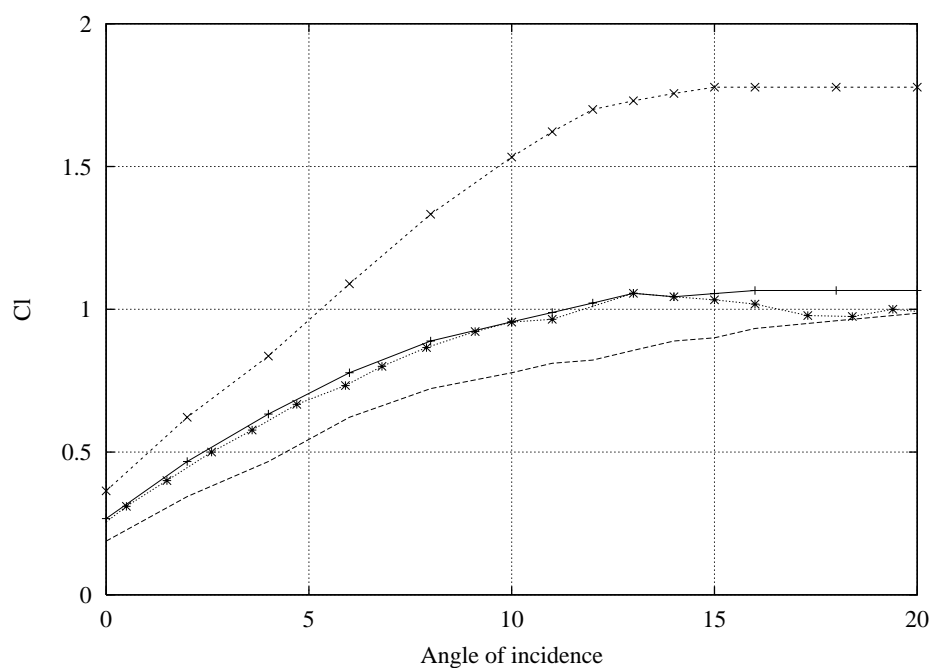
Omslagsmodellen for bypass omslag valideres for strømning omkring NACA 63430 profilet ved $Re=1.500.000$. Strømningen er målt i Velux tunnelen, som er en åben testsektions tunnel og har en turbulensgrad på 1% [6-27]. Med denne turbulensgrad kan begge omslagsformer findes, dog vil omslaget på profilets overside (ved positive indfaldsvinkler) altid være af bypass typen. Trykkonturer og strømlinier er vist i fig. 4 for $\alpha=10^\circ$ og det ses at strømningen ved denne vinkel er stærkt separeret og instationær. Af Figur 6-5, som viser sammenligning af målte og beregnede lift coefficienter ses, at der til trods for den kraftige separation ikke er tale om et stærkt markeret stallpunkt. I figuren er vist beregninger med begge omslagstyper, samt med fuldt turbulent strømning. Beregning med naturligt omslag overbestemmer lift med ca. 30% allerede i det lineære vinkelområde, medens fuldt turbulent beregning som altid resulterer i for lave lift værdier i dette område. Bypass modellen giver derimod meget god overensstemmelse i hele vinkelområdet, også efter stall. Der forefindes ikke målte værdier for omslagspunktets beliggenhed, men de beregnede værdier er listede i Tabel 6-2 for bypass omslag. Det bemærkes, at selvom omslag sker relativt kort efter sugespidsen, som ligger ganske tæt ved stagnation, er der alligevel stor forskel på fuldt turbulente beregninger og beregninger med bypass omslag.

Ved $Tu = 1\%$ findes begge omslagsformer, dog vil omslaget på profilets overside altid være af bypass typen

Bypass modellen giver meget god overensstemmelse i hele vinkelområdet, også efter stall



Figur 6-4. NACA 63430. Tryk og strømlinier. $Re=1.5 \times 10^6$, $\alpha=10^\circ$.



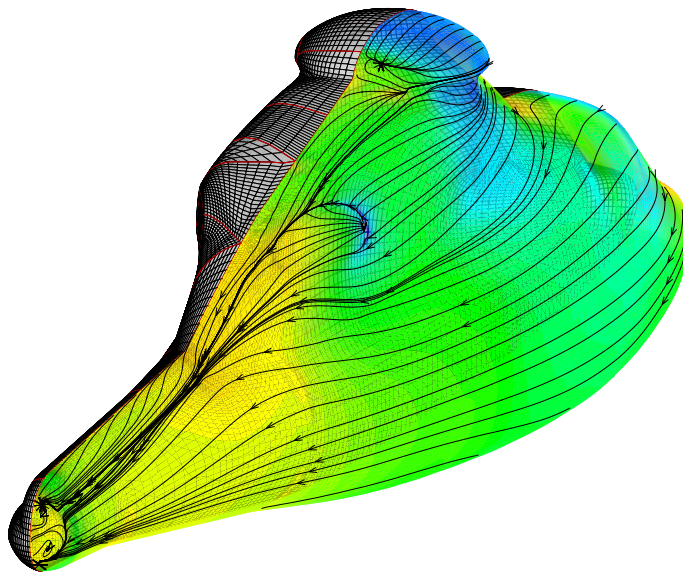
Figur 6-5. NACA 63-430. C_L . Measured (-*-), fully turbulent (---), natural transition (-x-), and bypass transition (-+-).

Tabel 6-2. Omslagspunkter, lift og drag for NACA 63430.

a	$X_{Tr,up}(CFD)$	$X_{Tr,lo}(CFD)$	$C_l(CFD)$	$C_d(CFD)$
2°	0.134	0.193	0.474	0.0149
4°	0.114	0.222	0.640	0.0182
6°	0.097	0.248	0.780	0.0242
8°	0.084	0.270	0.855	0.0335
10°	0.073	0.290	0.910	0.044
12°	0.063	0.313	0.965	0.059
14°	0.052	0.340	1.025	0.075
16°	0.044	0.350	1.047	0.095
18°	0.039	0.373	1.067	0.115
20°	0.031	389	1.090	0.130

6.4 Omslagsberegning i 3D

Til validering af omslagsmodellens funktion i 3D er der regnet på strømmingen omkring en helikopter krop, kaldet helifuse konfiguration 2. Der findes ikke tilgængelige data om vindtunnelens turbulensniveau under måleserien, og det er dermed ikke muligt at fastslå om omslagstypen i forsøget er af naturlig eller bypass type. Der er her regnet med naturligt omslag. Figur 6-6 viser beregningsnettet på kroppens overflade samt trykfordeling og skinfriktionslinier. Figur 6-7 viser intermittensfunktionen på kroppens overflade. Denne er nul før omslag (blå) og stiger til 1 (rød) gennem omslagsregionen, hvorefter strømmingen i grænselaget er fuldt turbulent. Foreløbigt kan det blot konstateres, at beregningsresultatet forekommer fysisk korrekt.

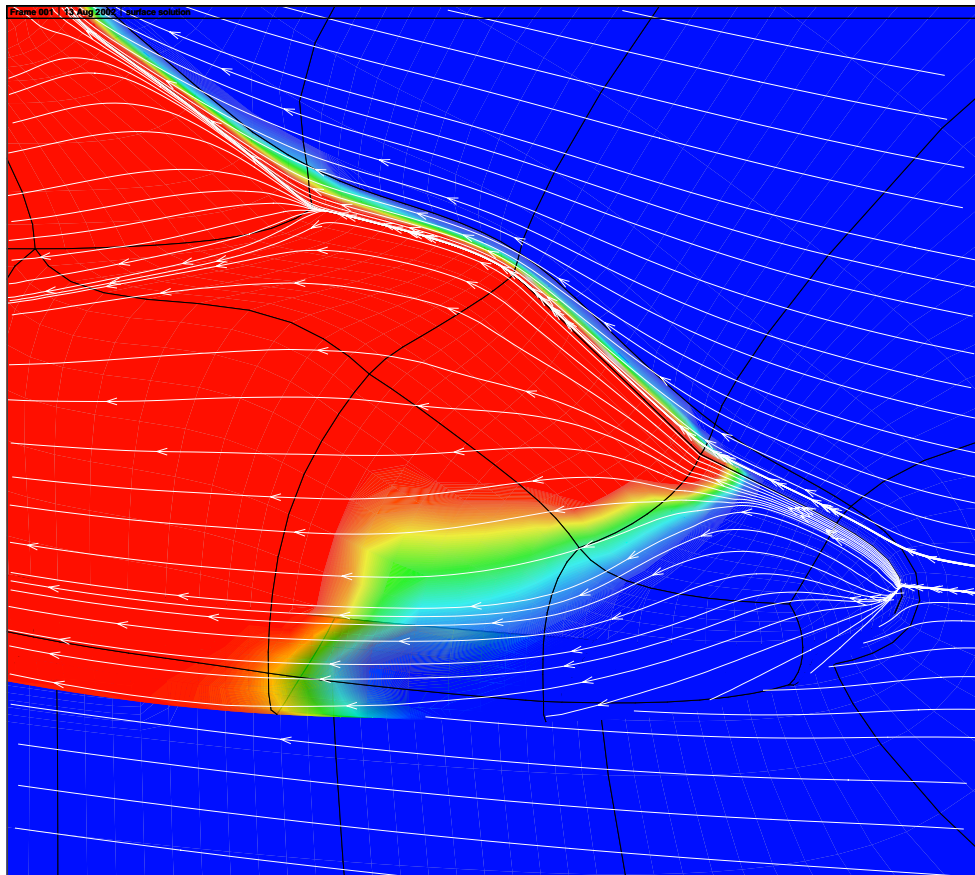


Figur 6-6. HelifuseC2. $Re=30 \times 10^6$. Net, trykfordeling og skinfriktionslinier.

6.5 Konklusion

Der er implementeret beregningsmetoder til forudsigelse af både naturlig og bypass omslag. Det er konstateret at Michel modellen ikke fungerer fysisk korrekt ved strømning med laminar separation, hvorfor e^n metoden er at foretrække. Det er endvidere konstateret at denne, selv med Mack's formel for n -faktoren, ikke kan beregne bypass omslag bare tilnærmelsesvist korrekt. Begge de implementerede modeller er valideret i 2D for forskellige vingeprofiler. Resultaterne viser meget god overensstemmelse med målinger. Endvidere vises det at det er vigtigt at kunne håndtere begge omslagsformer, både for omslagspunkternes beliggenhed og for de integrale kræfters vedkommende. For 3D strømning er det vist at metoden kan producere stabile og konvergerede løsninger. Det mangler endnu at foretage en rigoristisk validering. En sådan er for nærværende under forberedelse.

Endvidere vises det at det er vigtigt at kunne håndtere begge omslagsformer



Figur 6-7. HelifuseC2. $Re=30 \times 10^6$. Intermittensfaktor, naturlig transition.

6.6 Referencer

- [6-1] Sørensen, N.N, Michelsen, J.A., Schreck, S., 'Detailed Aerodynamic Prediction of the NREL/NASA Ames Wind Tunnel Test using CFD. Proc. EWEC 2001, København, Danmark, 2001.
- [6-2] Menter, F.R., 'Zonal Two Equation $k-\omega$ Turbulence models for Aerodynamic Flows'. AIAA-paper 932906, 1993.
- [6-3] Johansen, J., Sørensen, J.N., 'Prediction of Laminar/Turbulent Transition in Airfoil Flows', J. Aircraft, 36, no. 4, pp 731-734, 1999
- [6-4] Michel, R., 'Etude de la Transition sur les Profils d'Aile; Etablissement d'un Critère de Point de Transition et Calcul de la Trainee de Profile Incompressible', ONERA TR Rept. 1/1587A, Toulouse, Frankrig, 1951.
- [6-5] Smith, A. M. O., 'Transition, Pressure Gradient, and Stability Theory', Proc. IX Int. Congr. Appl. Mech., vol.4, pp 234-244, 1956.
- [6-6] Van Ingen, J. L., 'A Suggested Semi-Empirical Method for the Calculation of the boundary Layer Region', Dept. Aerospace Eng., Techn. Univ. Holland, TR VTH71, VTH74, Delft, Holland, 1956.

- [6-7] Reynolds, O., Phil. Trans, vol. 174, pp. 935-982, 1883.
- [6-8] Tollmien, W., Z. Angew. Math. Mech., vol. 4, p 468, 1926.
- [6-9] Schubauer, G.B., Skramstad, H.K., J. Aeronaut. Sci., vol. 14, pp. 69-78, 1947.
- [6-10] Lippmann, H.W., NACA Wartime Rep. W87 (ACR4J28), 1945.
- [6-11] Emmons, H.W., J. Aeronaut. Sci., vol. 18, pp490-498, 1951.
- [6-12] Klebanoff, P. S., Tidström, K. D., Sargent, L. M., J. Fluid Mech., vol. 12, pp 1-34, 1962.
- [6-13] Squire, L. C., Phic. Mag., vol. 45, pp 1272-1283, 1954.
- [6-14] Morkovin, M. V., 'On the many faces of transition'. In 'Viscous drag reduction', ed. Wells, C. S., pp 1-31, Plenum, New York, 1969.
- [6-15] Reshotko, E., 'Disturbances in a laminar boundary layer due to distributed surface roughness'. In 'Turbulence and Chaotic Phenomena in Fluids', ed. Tatsumi, T., Elsevier, Amsterdam, Holland, 1984.
- [6-16] Mack, L. M., Calif. Inst. Technol. Jet Propul. Lab., Rep 20-80, 1954.
- [6-17] Michelsen, J. A., 'Basis3D - a Platform for Development of Multiblock PDE Solvers', Rep. AFM 92-05, DTU, 1992.
- [6-18] Michelsen, J. A., 'Block-structured Multigrid solution of 2D and 3D elliptic PDE's', Rep AFM 94-06, DTU, 1994.
- [6-19] Sørensen, N. N., 'General Purpose Flow Solver Applied to Flow over Hills', Risø-R-827-(EN), Risø, Roskilde, 1995.
- [6-20] Drela, M., Giles, M. B., 'Viscous-Inviscid Analysis of Transonic and Low Reynolds Number Airfoils', AIAA J., vol 25, 10, pp 1347-1355, 1987.
- [6-21] Suzen, Y. B., Huang, P. G., 'Modeling of Flow Transition Using an Intermittency Transport Equation', J. Fluids Eng., vol 122, pp 273-284, 2000.
- [6-22] Stock, H. W., Haase, W., 'Feasibility Study of e-nTransition Prediction in Navier-Stokes Methods for Airfoils', AIAA J., vol. 37, 10, pp 1187-1196, 1999.
- [6-23] Cousteix, J., Houdeville, R., 'Singularities in Three-Dimensional Turbulent Boundary-Layer Calculations and Separation Phenomena', AIAA J., vol 19, 8, pp 976-985.
- [6-24] Chen, K. K., Thyson, N. A., 'Extension of Emmons Spot Theory to Flows on Blunt Bodies', AIAA J., vol. 9, 5, pp 821-825, 1971.

- [6-25] Schmidt, G. S., Müller T. J., 'Analysis of Low Reynolds Number Separation Bubbles Using Semi-empirical methods', AIAA J., vol. 27, 8, pp 993-1001, 1989.
- [6-26] Althaus, D., Wortmann, F.X., 'Stuttgarter profilkatalog I', techn. rep, Vieweg Verlagsgesellschaft m.b.H., Braunschweig, Tyskland, 1981.
- [6-27] Fuglsang, P., Antoniou, I., Dahl, K. S., Madsen, H. A., Tunnel tests of the FFA-W3-241, FFA-W3-301 and NACA 63-430 Airfoils', Risø-R-1041(EN), Risø, Roskilde, Danmark, 1998.
- [6-28] Johansen, J. and Sørensen, N., 'Forbedret beregningsmodel for vinger i stall', i Risø-R-1272(DA) "Forskning i Aeroelasticitet – EFP-2002" redigeret af Helge Aagaard Madsen, Forskningscenter Risø, Juli 2001.

7 Hensyn til store udbøjninger implementeret i HAWC – *Torben J. Larsen*

7.1 Indledning

Tidligere i det aeroelastiske forskningsprogram har der været meget fokus på at afklare, hvilken betydning store udbøjninger har for de laster, der lægges til grund for dimensioneringen af nutidens vindmøller. I 1998 arbejdede Jørgen Thirstrup Petersen [7-2] med modalformer for vinger udsat for store udbøjninger vha. de kommercielle programmer ANSYS og ADAMS. I 2000 gennemgik Erik Nim [7-3], [7-4] en række strukturelle beregninger med en generaliseret FE-model og gjorde rede for begrænsningerne i de nuværende lineære strukturmodeller samt nogle primære forskelle til beregninger, hvor geometriske ulineariteter medtages.

Denne undersøgelse skal ses som en fortsættelse af det foregående arbejde, hvor resultaterne fra tidligere er benyttet til at udvide HAWC [7-9], [7-10] så de primære effekter medtages. Metoden der anvendes er væsentlig mere simpel end den Erik Nim anvendte, hvorfor der er foretaget sammenligninger med de beregninger han udførte samt en enkelt ulineær ANSYS beregning for at sikre gyldigheden. Derudover er inkluderet aeroelastiske beregninger, hvor der er foretaget sammenligninger mellem HAWC med og uden effekten af store udbøjninger samt sammenligninger med beregninger foretaget i den aeroelastiske kode Flex5.

7.2 Metode - Princip og virkemåde

De primære effekter af store udbøjninger for en mølle er som udgangspunkt:

1. Den effektive rotordiameter ændres. Om den øges eller mindskes afhænger bl.a. om vingen er ret, forkrum eller konet.
2. Vingen forekommer stivere i udbøjet tilstand idet der kommer et geometrisk betinget stivhedsled som følge af store udbøjninger.
3. Både flap- og især kantvise laster giver bidrag til pitchmoment i vingeroden for en deformeret vinge. Dette gælder både ydre laster og inertilaster.
4. Der kan forekomme en ændring i vridningen af vingen som følge af punkt 2 og 3, hvilket kan give andre koblinger mellem vingens egensvingninger og aerodynamikken i forhold til en lineær model. Dvs. stabiliteten af møllens svingningsformer kan blive påvirket.

En central påstand for senere antagelser er at for driftsbetingelserne af en større mølle har vingen en middeludbøjning, der er af en sådan størrelse, at en ulineær beregning er krævet. De svingninger, der forekommer omkring denne middeludbøjning, er i normale lastberegninger oftest af en størrelse, hvor lineære antagelser er tilstrækkelige.

I HAWC er indarbejdet en ny initialiseringsprocedure, der går ud på at beregne en middeludbøjning for vingerne for den følgende tidssimulering. Knude- og elementpositionerne langs vingen opdateres så den initiale position svarer til middeludbøjningen, således at deformationer beregnes om den udbøjede tilstand.

Effektiv rotorradius ændres. Egenfrekvenser samt modalformer ændres også for udbøjet vinge.

Ny initialiseringsprocedure i HAWC betyder at primære effekter af store udbøjninger medtages.

Matematisk kan princippet skitseres på følgende måde, hvor

\mathbf{x} er den absolutte deformationsvektor.

Ligningssystemet for substrukturen kan skrives

$$\mathbf{M}\ddot{\mathbf{x}} + \mathbf{C}\dot{\mathbf{x}} + \mathbf{K}\mathbf{x} = \mathbf{F} \quad (7-1)$$

Såfremt \mathbf{x} opdeles i en konstant initial vektor \mathbf{x}_i samt en variende vektor \mathbf{x}_v kan ligning (7-1) ud fra definitionen $\ddot{\mathbf{x}}_i \equiv 0, \dot{\mathbf{x}}_i \equiv 0$ skrives

$$\mathbf{M}\ddot{\mathbf{x}}_v + \mathbf{C}\dot{\mathbf{x}}_v + \mathbf{K}\mathbf{x}_v = \mathbf{F} - \mathbf{K}\mathbf{x}_i \quad (7-2)$$

hvilket er det ny ligningssystem, der løses under en tidssimulering.

I det følgende er metoden refereret som HAWC (INS) henførende til Initial Node Shift.

7.2.1 Initiel statisk beregning

Initielt udføres en statisk beregning af en vinges deformation under belastning af de aerodynamiske kræfter ved en given vindhastighed og rotationshastighed. Ved denne beregning findes de deformerede positioner af henholdsvis knuder og elementer. Da deformationsberegningen i HAWC er lineær og derfor giver en fiktiv strækning af de enkelte elementers længde, korrigeres knudernes placering fra den beregnede under antagelse af at de enkelte elementers længde forbliver konstante. Dette er illustreret i Figur 7-3, hvor det ses at udbøjningsformen kvalitativt ligner formen beregnet med en decideret ulineær metode, en rimelig antagelse med de moderat store udbøjninger af vinger, der ses nu og for den nærmeste fremtids generation af fleksible møller.

Knuder og elementer flyttes til middeludbøjningens lokation.

7.2.2 Dynamisk beregning

Da den dynamiske simulering foregår med relative laster og udbøjninger på rotorsubstrukturen, bliver der ved udskriften af kraft og deformation tilføjet de initiale laster og deformationer beregnet statisk så udskriften indeholder de absolutte størrelser for udbøjning og kræfter.

For at sikre at vingeudbøjningen kun er i forhold til middeludbøjningen fratrækkes de kræfter, der blev benyttet til den statiske beregning, under den dynamiske simulering. Da kræfterne på vingerne dermed er reduceret til meget små størrelser bliver lasterne for rotorsubstrukturen tilsvarende små, hvilket betyder for lav generatoreffekt, for små tårnlaster etc. Disse korrigeres til det korrekte ved i koblingsknuden mellem rotor og aksel at addere de laster beregnet i denne knude under den statiske beregning.

Initielle kræfter trækkes fra på vingerne og lægges til i koblingen til aksel.

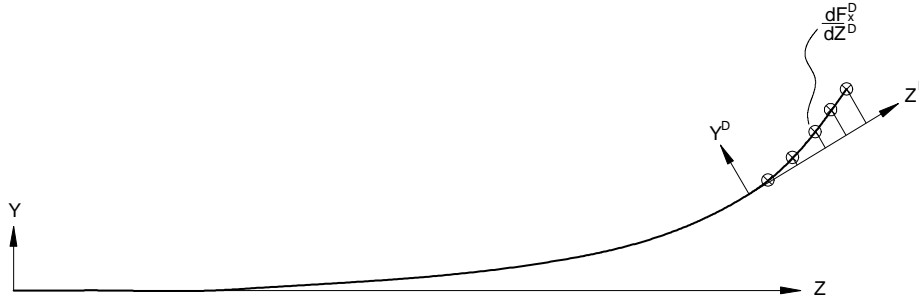
7.2.3 Yderligere korrektioner for både lineære samt INS beregninger

Da alle eksterne flap- og kantvise kræfter under udbøjning giver anledning til torsionsmomentbidrag om vingens lokale længdeakse bør der i alle beregninger, lineære som INS tages hensyn til dette. En måde at gøre dette kunne være at ved beregning af torsionsmoment at integrere lasterne på vingen op i den deformerede tilstand, hvilket er metoden anvendt i Flex5. Dette giver dog ingen kobling til strukturel vridning af vingen, hvilket nødvendigvis må følge af en momentpåvirkning. En metode at foretage denne kobling er ved at beregne momentbidraget fra lasten i den udbøjede tilstand og påføre den strukturen som et eksternt momentbidrag.

Pitchmomentet forårsaget af eksterne tværkræfter er for den udbøjede vinge givet ved integralet

$$\mathbf{M}^D(z_0) = \int_{z_0}^{z_{max}} \mathbf{s}^D(z) \times \frac{d\mathbf{F}^D(z)}{dz} dz \quad (7-3)$$

hvor indexet D henfører til deformeret lokalt koordinatsystem, illustreret i Figur 7-1



Figur 7-1: Skitse af beregning af lokalt pitchmoment i udbøjet koordinatsystem på udbøjet del af vingen forårsaget af eksterne tværkræfter.

Den praktiske implementering i HAWC er dog diskretiseret og forsimplet til følgende udtryk.

$$\mathbf{M}_n = \underbrace{(\mathbf{s}_{n+1} - \mathbf{s}_n) \times \mathbf{F}_{akk,n+1}}_{\text{aerodyn.kræfter}} + \underbrace{(\mathbf{s}_{n+1} - \mathbf{s}_n) \times \left(\mathbf{F}_{g_akk,n+1} + \frac{1}{2} \rho_n l_n \mathbf{g} \right)}_{\text{tyngdekraft}} \quad (7-4)$$

$$\mathbf{F}_{akk,n} = \sum_{i=n}^{n_max} \mathbf{F}_i \quad (7-5)$$

$$\mathbf{F}_{g,akk} = \sum_{i=n}^{e_max} \rho_i l_i \mathbf{g} \quad (7-6)$$

hvor \mathbf{M} er en vektor $\{M_x, M_y, M_z\}^T$ med det ekstra moment bidrag i en knude nummereret n startende fra 1 i navcenter mod n_max i tip, \mathbf{s} er en vektor $\{s_x, s_y, s_z\}^T$ med afstanden fra den initielle position til den deformede position af knuden (dvs. $s_z \approx 0$), vektoren $\mathbf{F} \{F_x, F_y, F_z\}^T$ er den eksterne kraft påsat i knuden (primært kraft fra aerodynamik). \mathbf{F}_{akk} er en vektor med den eksterne tværkraft akkumuleret fra tippen til den pågældende knude.

ρ er masse pr længdeenhed for elementet e (også knodenummer som beskrevet ovenfor) startende fra 1 inderst til e_max ved tip, l er elementets

længde, g er tyngdeaccelerationen. $F_{g,akk}$ er tyngdekraften akkumuleret fra tippen.

I det følgende vil beregninger udført med dette momentbidrag blive refereret HAWC ... **mod**, henførende til **modificeret** beregning.

Udtrykket i ligning (7-4) er dog for konservativt på den deformerede del af vingen, hvorved vridningen af vingen på den yderste del vil være for stor (se sammenligning af statisk udbøjning med ANSYS beregning i afsnit 7.3.1)

7.3 Beregnings eksempler

I de følgende er vist de samme beregninger som udført af Erik Nim på en LM 36.8 vinge. Som i Erik Nims beregninger er der i det følgende ikke taget hensyn til den specielle forkrumning, der eksisterer på denne vinge.

Tabel 7-1: Egenfrekvenser for model af LM 36.8 beregnet i HAWC

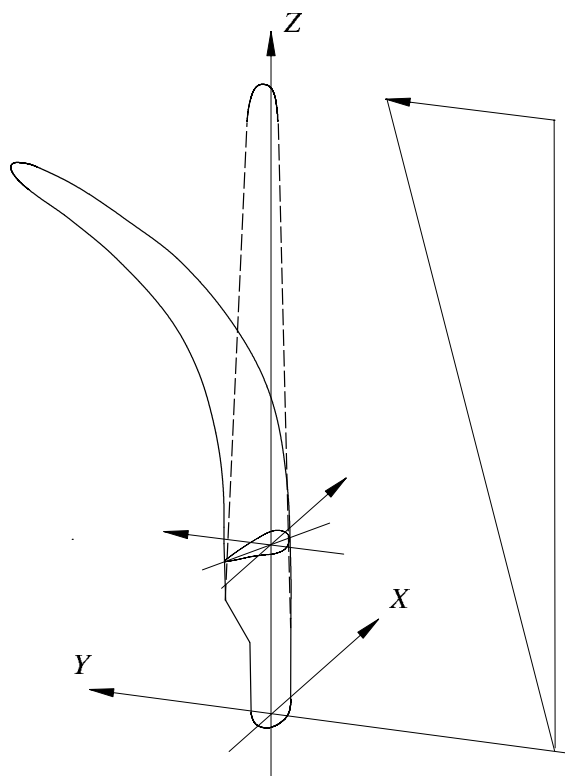
Nr.	Beskrivelse	Frekvens [Hz]
1	1. flap	1.12
2	1. kant	1.79
3	2. flap	3.04
4	2. kant	5.69
5	3. flap	6.31
6	4. flap	10.81
7	3. kant	12.89
8	1. torsion	15.32

7.3.1 Statisk trekantsfordelt flaplast

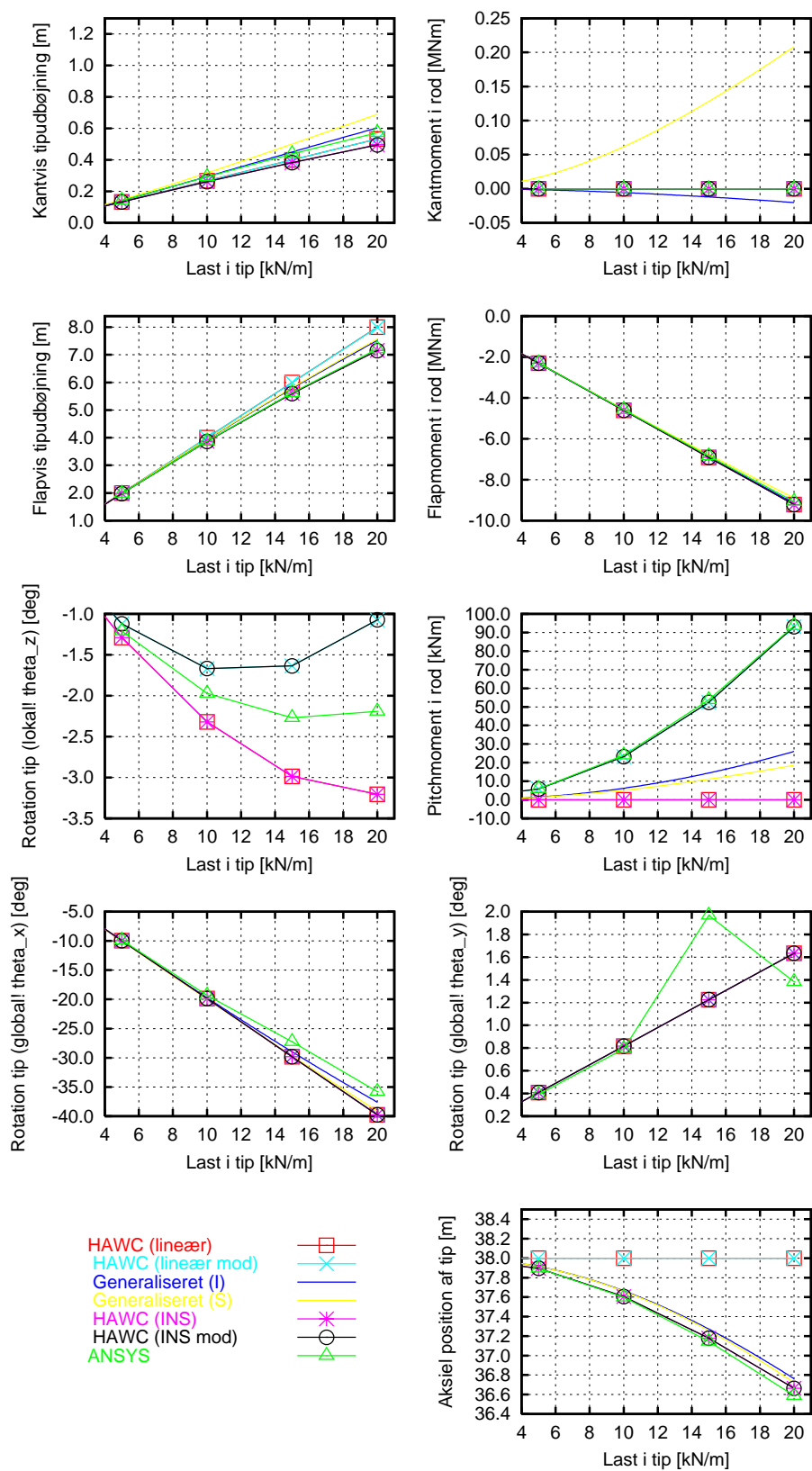
Her er der tale om en trekantsfordelt last påsat den flapvise retning i substrukturkoordinater, dvs der ikke er taget hensyn til tyngdekraften.

Følgende beregninger er udført og illustreret i Figur 7-3

1. Lineær beregning med én substruktur (HAWC lineær).
2. Lineær beregning med momentbidrag fra eksterne laster (HAWC lineær mod).
3. Ulineær beregning med generaliseret FE-model, 3 substrukturer. Lasten er påført i det initiale substruktur system. (Generaliseret I)
4. Ulineær beregning med generaliseret FE-model, 3 substrukturer. Lasten er påført i de lokale substruktur-koordinatsystemer. Dvs lasten følger med den deformerede struktur. (Generaliseret S)
5. Ulineær beregning foretaget med ny metode i HAWC. Lasten påført i det udeformerede koordinatsystem – dvs. tilsvarende tilfælde 1, men med efterjustering af knudeplaceringer. (HAWC INS)
6. Som tilfælde 5, men med momentbidrag fra eksterne laster. (HAWC INS mod)
7. ANSYS beregning med ulineære timoschenko bjælkeelementer. Last påsat som i tilfælde 1. (ANSYS)



Figur 7-2: Initielt koordinatsystem



Figur 7-3: Statisk udbøjning af en LM 36.8 vinge (uden forkrumning). Lineær = tilfælde 1, HAWC (lineær mod) = tilfælde 2, ..., ANSYS = tilfælde 7 som beskrevet i teksten afsnit 7.3.1

Af Figur 7-3 ses resultatet for den ulineære statiske deformationsberegning, der bliver udført initielt i HAWC (INS) sammenholdt med resultaterne fra den generaliserede FE-kode og lineære beregninger. Det ses, at både den kant- og flapvise udbøjning er en anelse lavere for HAWC (INS) og HAWC (INS mod). Dette er formentlig et resultat af den lidt primitive metode, der bliver benyttet til at kompensere for at de enkelte elementer ikke strækkes i en INS beregning. Dette er en anelse ikke-konservativt mht. flapvis udbøjning, men giver på mange andre måder mere fysisk korrekte resultater end den oprindelige lineære beregning. F.eks. ses det, at den effektive rotordiameter reduceres i overensstemmelse med den generaliserede model, hvilket er af betydning for bl.a. beregning af effekt, tårnbelastning etc.

Mht. pitchmoment er der markant forskel på beregningsresultaterne. Den lineære beregning samt HAWC (INS) giver intet bidrag til pitchmoment, da lasten sættes på i det udeformede tværsnit uden kobling til torsion pga. udbøjning. Et stort bidrag til pitchmoment ses i de modificerede beregninger HAWC (lineær mod) samt HAWC (INS mod). Dette bidrag er direkte givet af ligning (7-4), og er i overensstemmelse med momentet beregnet ved den ulineære ANSYS beregning. For den generaliserede model ses også et bidrag til pitchmoment, men i mere beskeden størrelsesorden. Mht. vridningen af vingen om den lokale længdeakse ses en lille forskel mellem beregningerne. Beregningerne uden momentbidrag pga. udbøjning giver for stor vridning af vingen i forhold til ANSYS beregningen da vridningen for disse tilfælde udelukkende er pga. strukturpitch. Beregningerne HAWC (lineær mod) samt HAWC (INS mod) giver en reduceret vridning ved større flapvis last, da der her også er medtaget bidrag til vridning fra eksterne kræfter. Den sidste effekt ser dog ud til at være overkompenseret i forhold til ANSYS beregningen, hvilket også er beskrevet i afsnit 7.2.3.

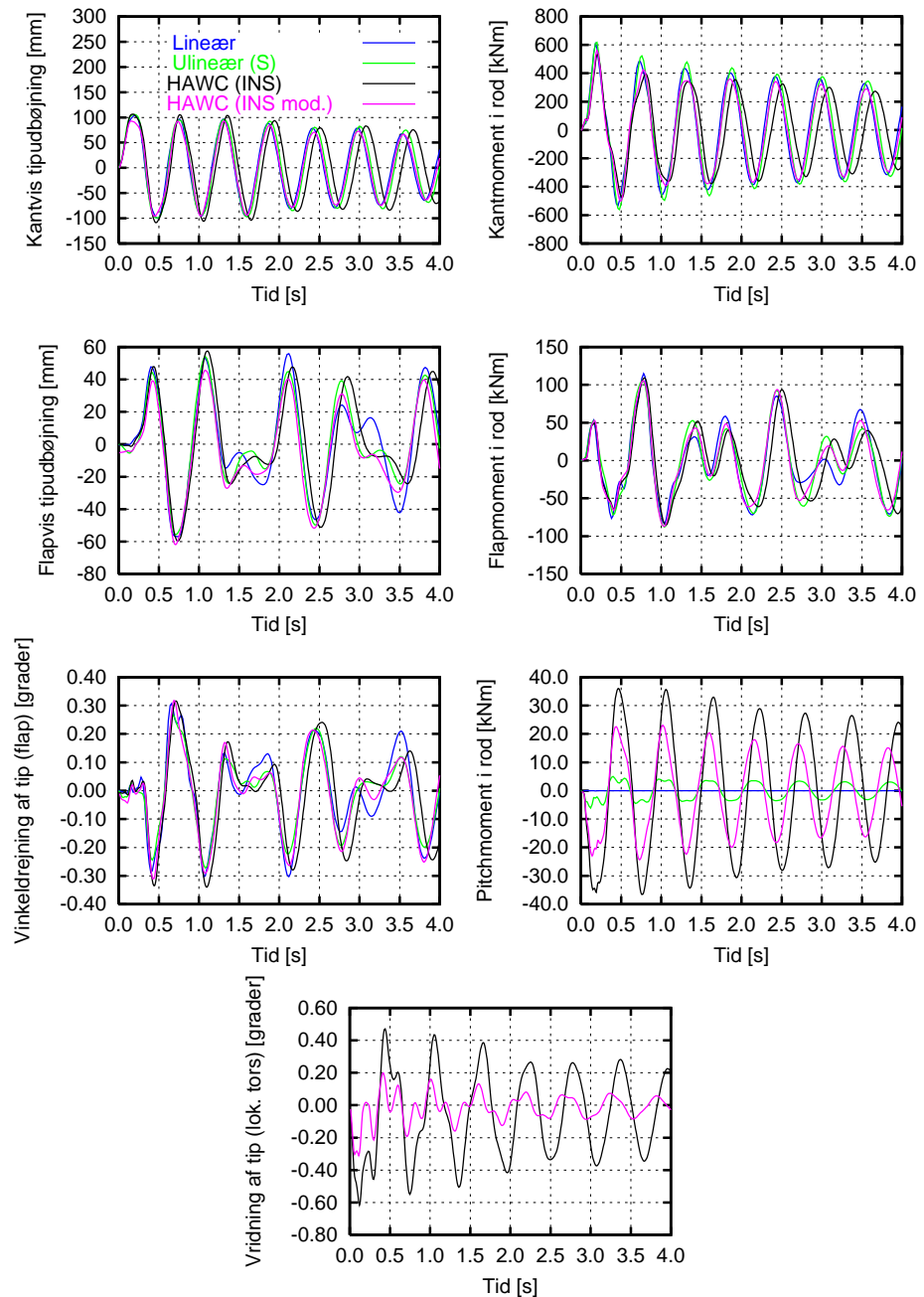
7.3.2 Kraftimpuls i kantretningen

Et elementartilfælde med en exciteret kantbevægelse for en udbøjet vinge er gennemført. Den statiske last i tippen er 16kN/m i tippen svarende til en flapvis udbøjning på ca. 6.2m.

Kantbevægelsen er exciteret ved en impuls med størrelsen 1kN/m og en varighed på 0.1 s. Nulpunktet i figuren nedenfor er forskudt med værdierne for de statiske tilfælde. Dvs. laster og deformationer repræsenterer bevægelsen fra den statiske ligevægtstilstand.

Kant og flapvis udbøjning beregnes en anelse lavere i ulineær HAWC end for den generaliserede FE-model.

Beregningstilfælde med exciteret kantbevægelse ved vinge udbøjet 6.2m.



Figur 7-4: Tidsspor for kantvis bevægelse i udbøjet tilstand. Det lineære tilfælde er som HAWC har være indtil videre. Ulineær (S) er den generaliserede FE-model med lasten påført i de lokale substruktur koordinatsystemer. HAWC (INS) er HAWC med ny ulineær metod. HAWC (INS mod) er HAWC med ny ulineær metode samt kobling fra eksterne kræfter til moment.

Kantfrekvens for vinge ændres pga. udbøjning.

Af Figur 7-4 ovenfor ses nogle interessante tendenser for kantfrekvensen. Med HAWC (INS), hvor der ikke foretages et momentbidrag fra de eksterne kræfter ses at vingens kantfrekvens falder når vingen udbøjes. Forklaringen på den lavere egenfrekvens er at torsionsindholdet i kantfrekvensen øges når vingen udbøjes. Dvs. når vingen svinger i sin kantvise modalform sker samtidig en vridning af vingen, hvilket kan ses i den nederste underfigur. Kantfrekvensen for den udbøjede vinge afhænger derfor lidt mere af vingens pågældende torsionsstivhed end for en ret vinge.

Tages der derudover hensyn til de eksterne kræfters bidrag til moment som i HAWC (INS mod) vil kantfrekvensen forblive uændret. Dvs. der er her to fænomener koblet til torsion af vingen, der virker henholdsvis øgende eller reducerende på vingens kant frekvens. De eksterne kræfters kobling til torsion virker afstivende, hvor de indre (inerti) kræfters kobling til torsion virker stivhedsreducerende.

Betydningen er dog i beskeden størrelsesorden. For den pågældende LM 36.8 falder kantfrekvensen fra 1.79Hz til 1.72Hz når vingen er flapvist udbøjet 5.9m uden hensyntagen til de eksterne kræfters kobling til torsion. Ved yderligere hensyntagen til de eksterne kræfters kobling til torsion er egenfrekvensen uændret 1.9Hz.

En meget markant forskel mellem beregningerne er betydningen af kantbevægelsen for pitchmomentet. For den lineære beregning er ingen kobling mellem pitchmoment og kantbevægelse. Den generaliserede model viser en sammenhæng, men lasterne er langt mindre end i det ny HAWC. Der er ca. en faktor 10 til forskel på lasterne. Derfor er en lille kontrolberegning foretaget for at afklare hvad der er korrekt.

Her er valgt en vinge med samme længde og stivhed som den forige LM 36.8. Dog er den i beregningen masseløs på nær de yderste 4 m, hvor massen er sat til 100 kg/m. En kantsvingning er initieret på samme måde som før. Det ses af Figur 7-5, at frekvensen i HAWC (INS) beregningen er 2.20Hz og svingningen i starten har en amplitude på 0.133m. Den flapvise udbøjning af centrum for tipmassen er 5.0m.

$$a_x = (2\pi f)^2 A_x \quad F_x = m \cdot a_x \quad M_{pitch} = -F_x \cdot s_y$$

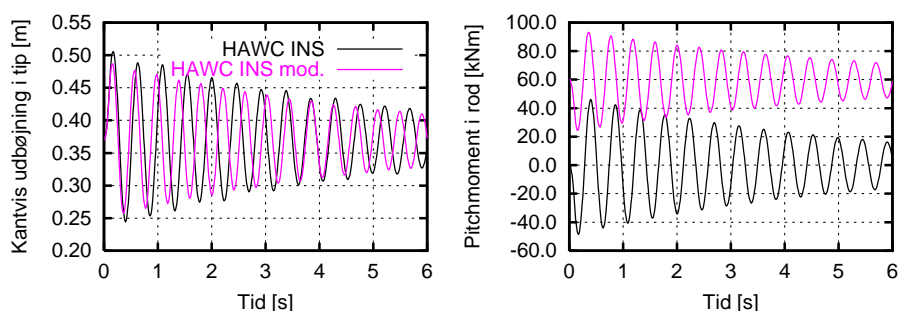
hvor a er accelerationen, f frekvensen, A amplituden af svingningen, s den flapvise udbøjning for massen m og M_{pitch} pitchmomentet i vingeroden. Dette giver et teoretisk pitchmoment fra den kantvise inertilast på -50.8kNm, hvilket er i samme størrelsesorden som de simulerede -45.6kNm med HAWC (INS). Tages der derudover hensyn til de eksterne kræfters momentbidrag (HAWC INS mod) jvf. ligning (7-3), se tabel 7-2, bliver pitchmomentet fra inertilasten -50.0kNm (f=2.4Hz, A=0.11m) og de eksterne kræfter 74.75kNm. Dvs første peak på pitchmomentet er teoretisk 24.7kNm, hvilket stemmer godt overens med de simulerede 24.5kNm.

Kantbevægelsen giver større bidrag til pitchmoment end tidligere antaget.

Kontrolberegning viser at sammenhængen mellem kantbevægelse og pitchmoment er korrekt i ulineær HAWC.

Tabel 7-2: Til venstre initiel kantvis udbøjning og tilhørende konstant kraft resulterende i initielt pitchmoment. Til højre dynamisk kantvis udbøjning fra initiel position og tilhørende konstant kraft resulterende i dynamisk tillæg til pitchmoment.

nr.	ux [m]	Fy [kN]	Mz [kNm]	nr.	ux [m]	Fy [kN]	Mz [kNm]
1	0.000	0.000	0.000	1	2.000	0	0.000
2	0.000	0.808	0.000	2	0.000	0.808	0.000
3	0.000	3.368	0.000	3	0.000	3.368	0.001
4	0.001	8.484	0.005	4	0.001	8.484	0.010
5	0.006	13.273	0.084	5	0.003	13.273	0.045
6	0.019	17.378	0.327	6	0.006	17.378	0.111
7	0.043	25.578	1.101	7	0.011	25.578	0.291
8	0.085	34.021	2.888	8	0.020	34.021	0.669
9	0.143	40.757	5.814	9	0.032	40.757	1.322
10	0.214	47.494	10.143	10	0.053	47.494	2.501
11	0.291	54.231	15.783	11	0.082	54.231	4.435
12	0.370	44.202	16.343	12	0.116	44.202	5.142
13	0.406	14.400	5.841	13	0.132	14.4	1.894
total			58.328	total			16.421



Figur 7-5: Sammenhæng mellem kantvis bevægelse og pitchmoment for vinge i udbøjet tilstand med massen koncentreret i tippen.

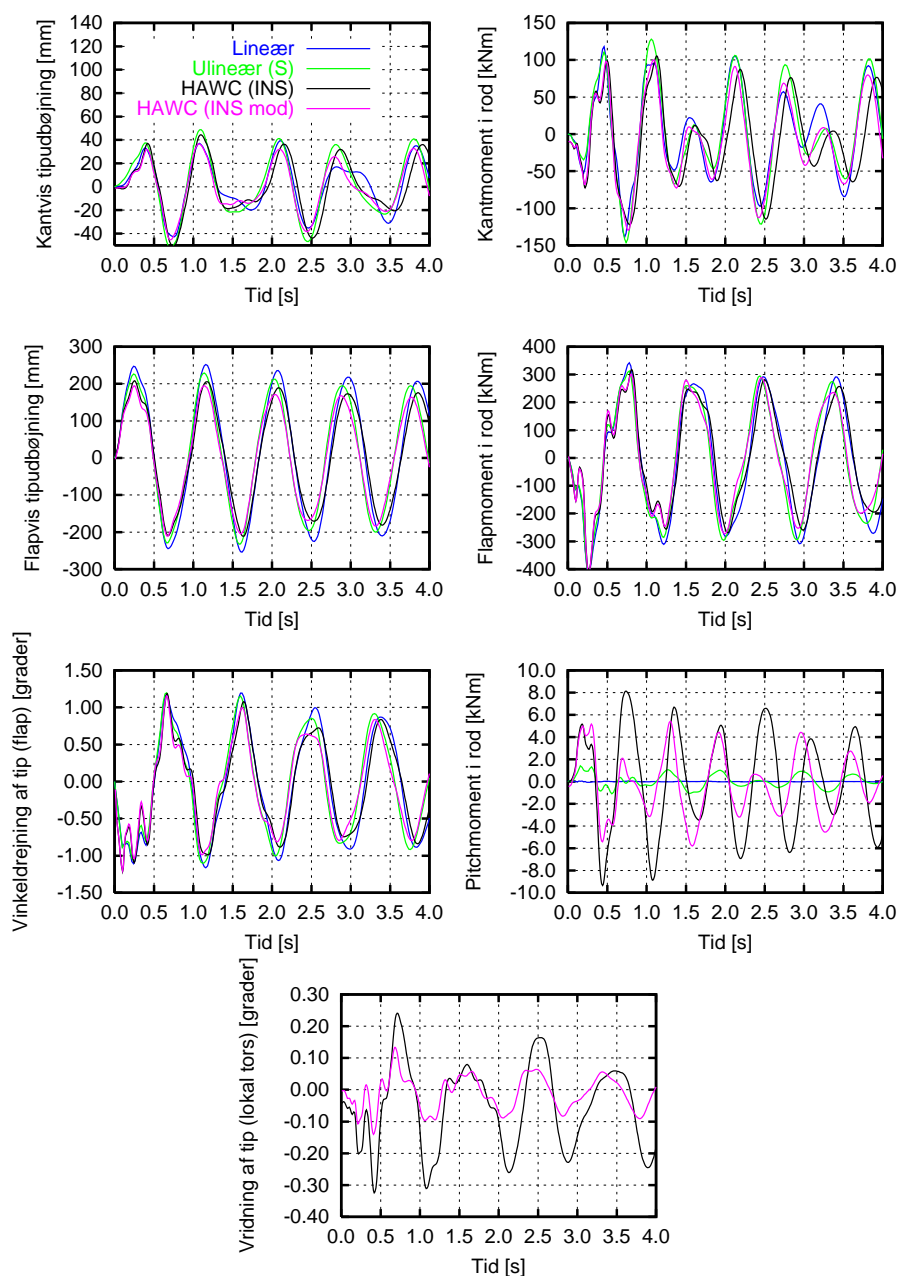
Det er væsentligt at bemærke at koblingen mellem kræfter udbøjning og torsionsmoment giver en anderledes lokal vridning af vingen. I Figur 7-2 nederst ses det, at tippen vrides modsat pitchmomentet i roden af vingen for HAWC (INS mod) beregningen. Dette skyldes at de eksterne kræfter jvf. ligning (7-3) giver større momentbidrag end inertikraften fra den kantvise bevægelse. Inertikræfternes betydning er dog størst på den inderste del af vingen, hvorved momentet i vingeroden er i fase med kantbevægelsen.

7.3.3 Kraftimpuls i flapretning

Et elementartilfælde med en exciteret flapbevægelse for en udbøjet vinge er gennemført. Den statiske last i tippen er 16kN/m i tippen svarende til en flapvis udbøjning på ca. 6.2m.

Flapbevægelsen er exciteret ved en impuls med størrelsen 1kN/m på hele vingen og en varighed på 0.1 s. Nulpunktet i figuren nedenfor er forskudt med værdierne for de statiske tilfælde. Dvs. laster og deformationer repræsenterer bevægelsen fra den statiske ligevægtstilstand.

Beregningsstilfælde med exciteret flapbevægelse ved vinge udbøjet 6.2m.



Figur 7-6: Tidsspor for flapvis bevægelse i udbøjet tilstand. Det lineære tilfælde er som HAWC har været indtil videre. Ulineær (S) er den generaliserede FE-model med lasten påført i de lokale substruktur koordinatsystemer. HAWC (INS) er HAWC med ny ulineær metode. HAWC (INS mod) er HAWC med ny ulineær metode samt kobling fra eksterne kræfter til moment.

Af Figur 7-6 ses flere forskelle. Bl.a. er koblingen mellem flap og torsion markant tydeligere i den ny HAWC model end i den generaliserede model, hvilket bl.a. ses i pitchmomentet. Forklaringen til dette er som beskrevet ovenfor i afsnittet om effekter af kantvise svingninger for en flapvist udbøjet vinge, og kan vises tilsvarende med et lille kontrol beregnings tilfælde, hvilket dog er udeladt her.

En anden ting at bemærke er, at i den generaliserede model og HAWC (INS mod) øges flapfrekvensen, når vingen er udbøjet, hvilket hverken ses i den lineære model eller i HAWC (INS). Forklaringen er bl.a., at der i den generaliserede model bliver medtaget ikke-lineær stivhed, hvilket ikke er tilfældet for den

Kraftigere kobling mellem flapbevægelse og pitchmoment end tidligere antaget.

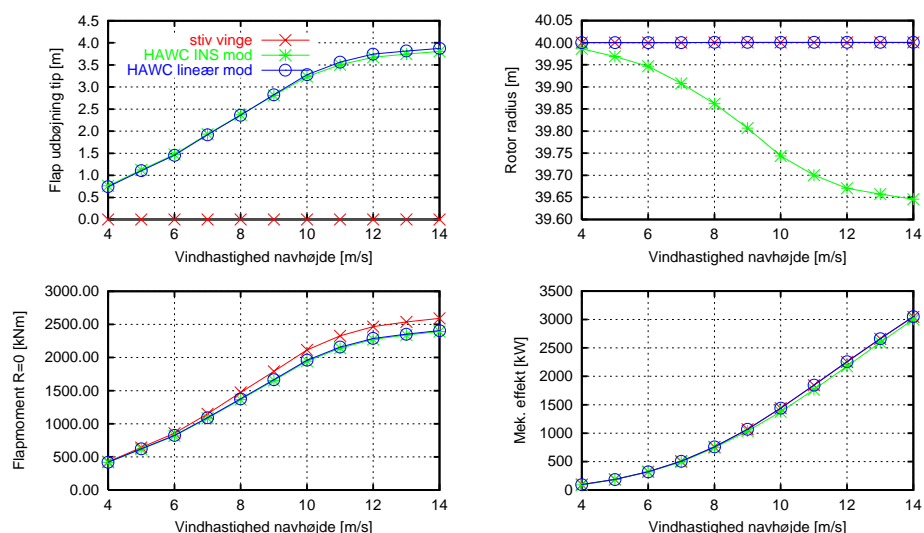
Ikke-lineær stivhed, der øger flapegenfrekvensen ikke medtaget i ny metode i HAWC.

ny metode i HAWC. Derudover giver de eksterne kræfters kobling til vridning af vingen en medvirken til øget stivhed.

Den ikke-lineære stivhed, der hentydes til, er i den generaliserede model det bidrag, der fremkommer ved i koblingen mellem de enkelte substrukturer at medtage normalkræfter, således at den enkelte lineære substruktur bliver afstivet (fra de omkringliggende) ved beregning.

7.3.4 Effektkurveberegning

Da rotorens effektive diameter reduceres når vingerne bøjes flapvist bagud vil dette give en ændring i rotorens effekt. For at give et bud på størrelsen af denne effekt er to effektkurver for en pitchreguleret mølle med forholdsvis fleksible vinger beregnet. Møllens rotordiameter er 80m.



Figur 7-7: Effektberegninger med og uden hensyntagen til vingernes udbøjning. Fra toppen: Flapvis udbøjning [m], rotor radius [m] og mekanisk effekt [kW]. Fra 15m/s til 25m/s er effekten for begge begrænset til 3390kW.

For en mølle med fleksible vinger der hverken er konet eller forkrumme, kan uli-nære effekter betyde en reduceret elektrisk effekt på ca. 3% set over 20 år.

Den samlede energiproduktion beregnet med eller uden hensyntagen til vingernes udbøjning (og dermed at den effektive rotorradius mindskes) er vist i Tabel 7-3. For den pågældende mølle, hvor der ikke er taget hensyn til hverken evt. forkrumning eller koning er forskellen i samlet energiproduktion ca. 3%. I beregningen er dog ikke taget hensyn ændringer i aerodynamik pga. radielt flow, se [7-12].

Tabel 7-3: Sammenligning af 20 års energiproduktion ved lineær og ulineær beregning.

	Lineær mod [GWh]	HAWC (INS mod) [GWh]	Difference
IEC 61400-1 klasse I	151.8	147.2	3.1%
IEC 61400-1 klasse II	144.5	140.1	3.1%

7.3.5 Sammenligning mellem Flex 5 og HAWC

I det følgende er vist en sammenligning mellem den aeroelastiske kode Flex 5, der er bredt anvendt i vindmølleindustrien og HAWC, der primært bliver anvendt til forskningsmæssige formål.

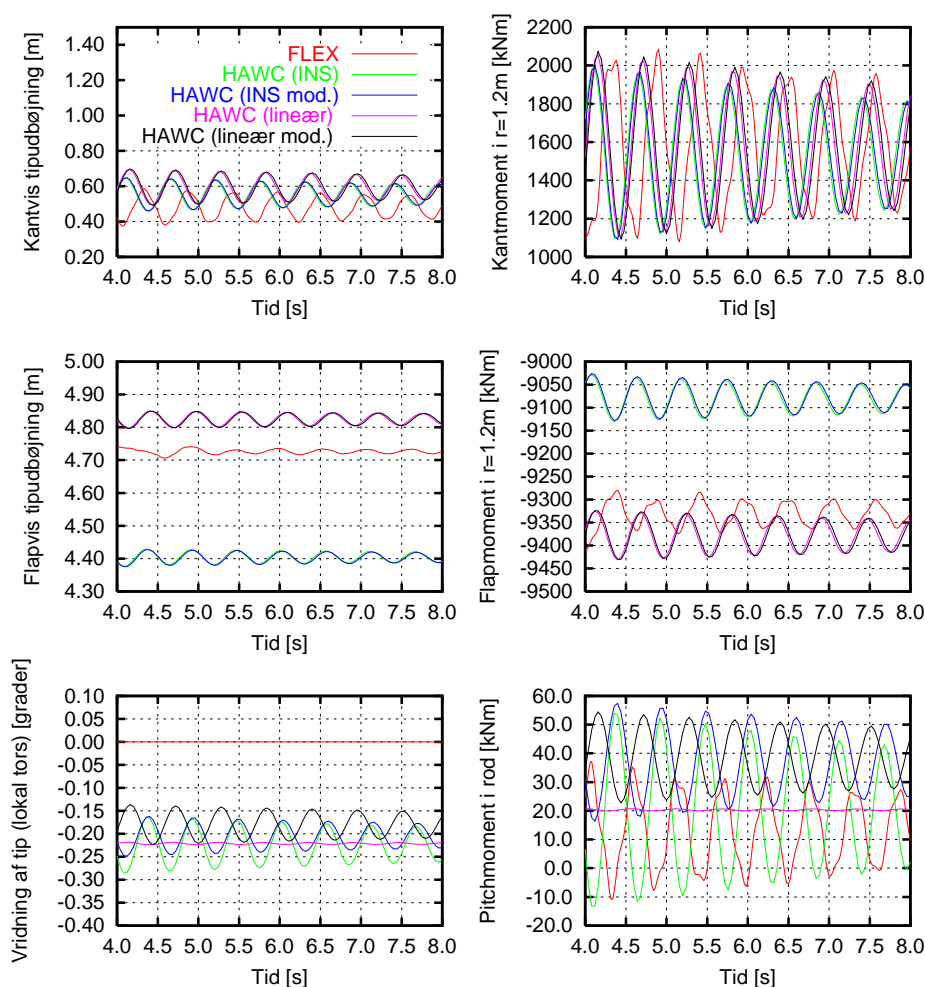
Kantbevægelse ved udbøjet vinge ved 100m/s vindhastighed

For at udføre en beregning, der minder om det tidligere tilfælde, med den kantvise svingning i udbøjet form, er valgt en beregning, hvor rotoren er standset, vinge 1 peger opad og der påsættes en konstant vindhastighed på 100m/s uden krøjeffj. Der er ingen tilt eller tyngdekraft.

Til tiden 0 sek. igangsættes en kantvis svingningsbevægelse ved i HAWC at påføre en konstant kantvis kraft ud langs vingen som beskrevet i afsnit 7.3.2. I Flex5 udbøjes vingen initielt i dens kantvise modalform med en amplitude på 10 cm svarende ca. til hvad ses i HAWC simuleringen.

Flex5 og HAWC sammenlignes

Kantbevægelse når vingerne er bøjet tilbage pga. 100m/s vindhastighed. Møllen standset.



Figur 7-8: Tidsspor for kantvis bevægelse ved rotor i stilstand udsat for konstant frontal vind på 100m/s. FLEX er resultat fra FLEX5 simulering, HAWC (INS) er HAWC med hensyn til store udbøjninger, HAWC (INS mod.), HAWC (lineær) er den oprindelige metode i HAWC.

I figuren ovenfor ses at den flapvise udbøjning er knap 5 m. Hvis der sammenlignes mellem den lineære HAWC beregning og Flex beregningen ses at flapmoment, kantmoment samt flapvis udbøjning er i samme størrelsesorden. Svingningerne er ikke exiteret på samme måde, hvorved fasen mellem Flex og

Flex modellen har tidligere givet et bedre bud på pitchmoment end den lineære HAWC.

HAWC beregningen er forskellig. Den lille forskel i flapmoment skyldes at vingen vrider en anelse idet den bøjes flapvis ud og dermed bliver indfaldsvinklerne på vingen en anelse større, hvilket ikke er tilfældet for Flex modellen. Mht. flap- og kantudbøjning er disse en anelse mindre for Flex beregningen, hvilket primært skyldes at strukturpitchen i Flex beregningen er konstant 5 grader langsvingen, hvor den i HAWC stort set følger den aerodynamiske vridning. En væsentlig ting at bemærke er, at Flex modellen giver et langt bedre bud på pitchmomentet end den lineære strukturmodel i HAWC. Dette skyldes at ved beregning af kræfter i Flex 5 integreres vingelasterne op i vingens udbøjede tilstand, hvilket også er medtaget i de nye modificerede HAWC beregninger. Forklaringen på at middelpitchmomentet afviger mellem Flex og HAWC beregningerne må tilskrives forskellen i udbøjningsform, da begge modeller beregner middelpitchmomentet til 20kNm når vingens stivhed sættes uendeligt højt (ikke illustreret).

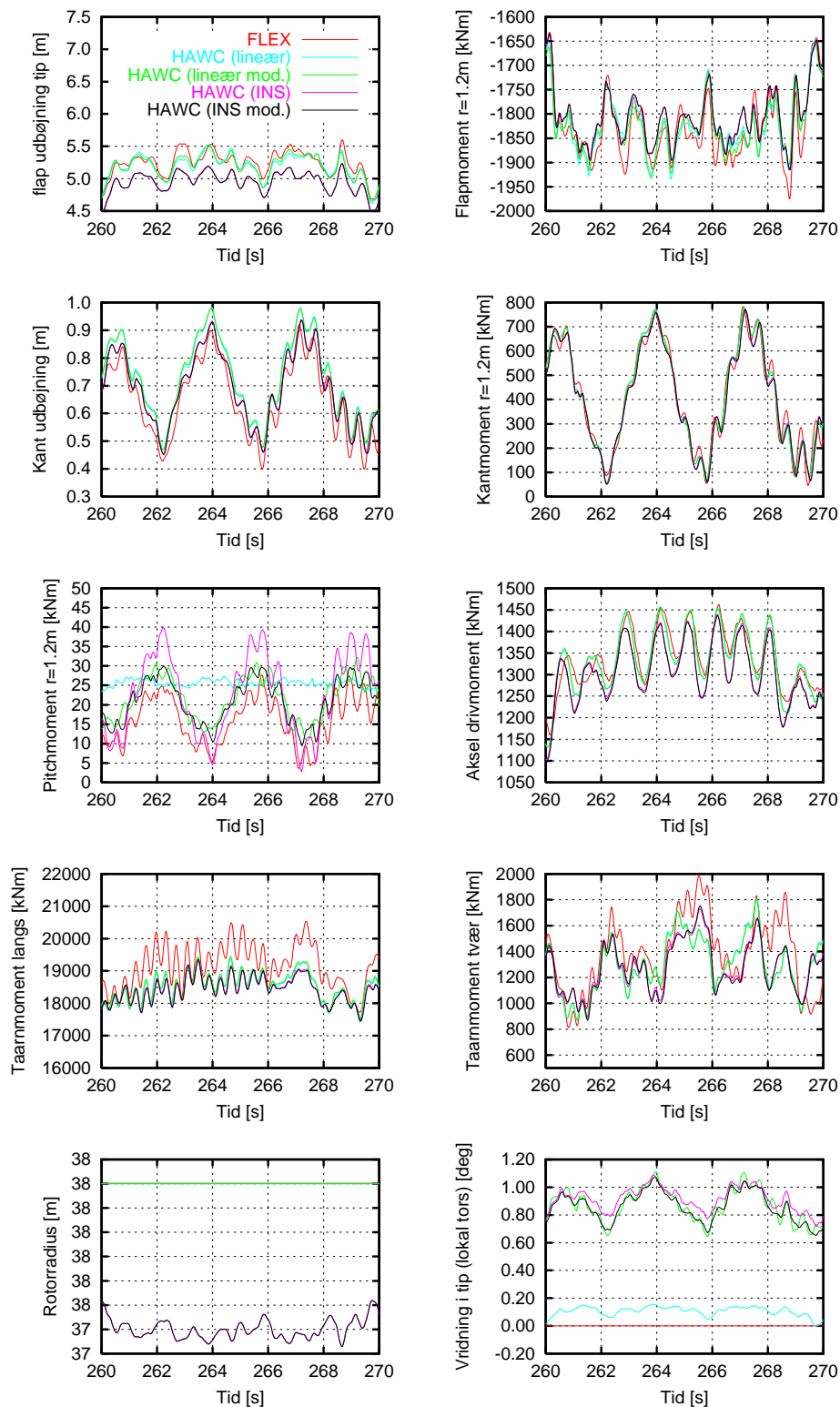
Sammenlignes den ny beregningsmetode i HAWC, HAWC (INS) og HAWC (INS mod) med de andre beregninger, ses at middelflapmomentet reduceres som følge af reduceret rotor diameter. Yderligere ses, at der kommer en kobling fra kantbevægelsen til strukturel vridning af vingen. Ved sammenligning af HAWC (INS mod) beregningen med Flex modellen ses at amplituden af pitchmoment er af samme størrelsesorden. Forskellen er dog at det varierende moment i HAWC skyldes en strukturel ændring i vingens vridning.

Aeroelastisk beregning ved 13m/s for en mølle med fleksible vinger

Der er foretaget en sammenligning af resultaterne mellem Flex5 og HAWC samt HAWC med den nye beregningsmetode for et tilfælde med en mølle under drift ved 13m/s.

For at kunne se en effekt af store udbøjninger ved denne vindhastighed er masse og stivhedsfordeling skaleret med faktor 0.25, hvorved vingernes egenfrekvenser bibeholdes, men den statiske udbøjning øges ca. med faktor 4.

Der er i HAWC nu mulighed for at læse Flex turbulensfiler (Veers modellen) og dermed sammenligne de to koder direkte, dvs. beregninger mellem de to koder kan nu sammenlignes under præcis samme vindforhold. Turbulensintensiteten er 10%. Modellen er i de to koder tilpasset så egenfrekvenser og dæmpningsforhold er ens. Endvidere er der benyttet samme dynamiske stall model [7-11].



Figur 7-9: Sammenligning af beregninger for mølle under drift ved 13m/s for henholdsvis ny og gammel metode i HAWC samt i FLEX5.

Af Figur 7-9 ses at der generelt er meget stor lighed mellem det aeroelastiske respons for både HAWC og Flex beregningerne. Det skal her nævnes at det er et taknemmeligt tilfælde at regne, da vingen primært er i det lineære område på liftkurven, samt der ikke er shear, krøje fejl, tårnskygge etc. Den basale forskel i de to koder er primært måden ligningssystemet løses (modalmetode kontra im-

plicit finite element løsning) samt detaljeringsgraden for beregning af udbøjningsformer. Ved sammenligning mellem den oprindelige metode i HAWC og FLEX5 ses som væsentligste forskel dynamikken i pitchmomentet.

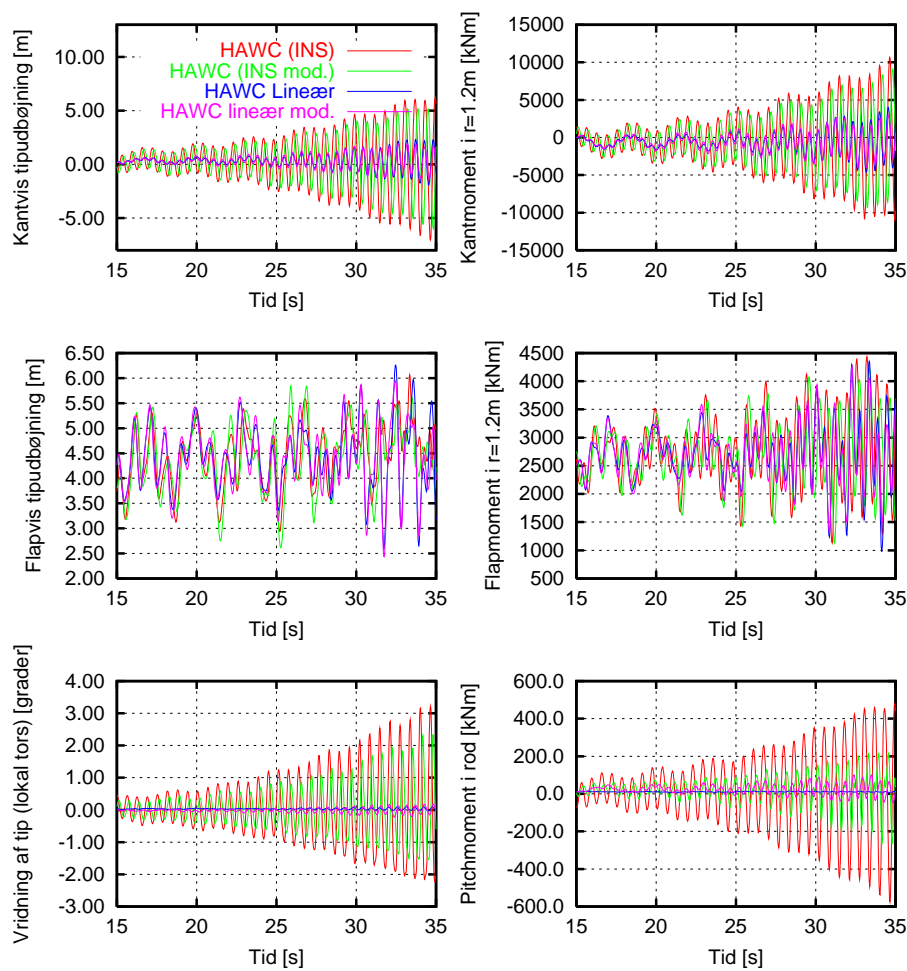
Forskellen fra Flex til den HAWC (INS) og HAWC (INS mod) ses i en reduceret middel flap- og kantudbøjning samt en anelse reduceret flap- og kantmoment. Pitchmomentet i Flex5 har en amplitude svarende til det der beregnes med HAWC (INS mod), hvilket også stemmer overens med HAWC (lineær mod). Akselmomentet er reduceret i middel svarende til reduceret effekt. Tårnlasterne er uændrede, bortset fra middelmomentet i både længde og tværretning, der er reduceret en smule også svarende til den reducerede effekt. En vigtig forskel mellem beregningerne er vingens vridning, der er vidt forskellig afhængig af beregningsmetode. I Flex beregningen er vingen antaget uendelig stiv i torsion, hvorved der ikke finder nogen vridning sted. Dette finder heller ikke sted i den lineære HAWC beregning da der ikke er nogen direkte kobling mellem last og torsion. Den modificerede lineære HAWC beregning viser en vridning af vingen, der trods det at inertikræfternes bidrag til vridning ikke er medtaget i det udbøjede plan giver stort set samme respons som i HAWC (INS mod), hvor inertikræfternes bidrag også er medtaget i det middeludbøjede tværsnit.

7.3.6 Stabilitetsgrænser

For en kantvis svingning er svingningsretningen og dermed modalformen af stor betydning for en vinges følsomhed for kantsvingninger, se [7-7] og [7-6]. Da de ovenstående parametervariationer indikerer at både egenfrekvens samt kobling til vridning ændres for både flap- og kantvise svingninger er det nærliggende at antage at stabilitetsgrænserne for møllens vil ændres. For en stallreguleret mølle er det oftest kantsvingninger der kan være aktuelle, hvor en pitchreguleret mølle med tiden vil kunne få problemer med flutter, se [7-5]. De kantvise svingninger kan dog også optræde under stilstand for både stall og pitch regulerede møller såfremt vindhastigheden er meget høj og vindretningen uheldig.

For at vise en indikation af store udbøjningers betydning for kantsvingninger er valgt et beregningstilfælde med en mølle i drift ved 20m/s vindhastighed. Turbulensintensiteten er 5%. Da typiske stallregulerede møller i dag har forholdsvis stive vinger og dermed ikke så store tipudbøjninger er valgt at benytte data fra en pitchreguleret mølle med fleksible vinger, der dog bliver kørt som stallreguleret med konstant pitch vinkel på 3 grader under simuleringen. Det er samme mølledata som anvendt ved sammenligningen af effektkurver, se ovenfor.

*Eksempel med mølle der
udviser kantsvingninger
ved 20m/s*



Figur 7-10: Mølle der udviser stallinducerede kantsvingninger. HAWC (INS) er HAWC med hensyn til store udbøjninger. Lineær er den oprindelige metode i HAWC.

Af Figur 7-10 fremgår det, at amplituden for den ustabile svingning vokser kraftigere, når den regnes i dens udbøjede tilstand end for en lineær beregning, hvilket skyldes koblingen mellem den kantvise bevægelse og vingens vridning i den udbøjede form. Det er dog ikke muligt med denne enkelte beregning at trække en generel konklusion, om det altid forholder sig sådan, at vinger i udbøjet tilstand er mere kantvist ustabile end i ubøjet tilstand. Dette vil bl.a. afhænge af fasen mellem udbøjning og vridning, se [7-8], der kan tænkes at være anderledes såfremt vingen udformes på mere utraditionel vis. Den væsentligste pointe er at bemærke, at der er en forskel om vingens udbøjning tages med i betragtning.

7.4 Konklusion

Der er etableret en simplificeret metode til modellering af geometrisk ulineære effekter af store vingebøjninger. Metoden er implementeret i HAWC og valideret ved sammenligning med mere komplekse beregningsmetoder og fundet at de primære effekter er medtaget samt at metoden er korrekt implementeret.

Ved udbøjning af en vinge forekommer der primært to effekter der henholdsvis virker afstivende og stivhedsreducerende i kantretning. Den stivhedsreducerende effekt er en følge af at inertien fra en kantbevægelse giver en samtidig vrid-

Stabiliteten af en kantsvingning ændres pga. store udbøjninger idet torsionsindholdet i kantsvingningen ændres.

Metode til at medtage ulineære effekter medtaget i HAWC.

Flex og HAWC giver næsten ens resultater når vindfeltet er identisk.

Stabilitetsforhold ved kantsvingninger ændres ved store udbøjninger.

ning af vingen, hvilket betyder, at vingen får en reduceret stivhed afhængig af vingens torsionsstivhed. Torsionsindholdet i kantbevægelsen øges i den udbøjede form. Den afstivende effekt skyldes at de eksterne kræfters momentbidrag til vridning af vingen er i modfase med inertikræfterne. Afhængig af vingens stivhed i torsion i forhold til den kantvise stivhed vil kantfrekvensen henholdsvis sænkes eller øges pga. udbøjning.

Ved sammenligning mellem Flex 5 og HAWC for en mølle, der ikke er i stall er der stor lighed mellem resultaterne for kant- og flapmoment, kant- og flapudbøjning, aksel torsion samt tårnlaster, forudsat at der benyttes præcist samme vindfelt og stallmodel.

Det er vist, at effekten af store udbøjninger kan ændre på møllens stabilitet. F.eks. vil følsomheden for kantsvingninger ændres, når vingens kantvise bevægelse kobler til vridning pga. udbøjning. For et beregnet eksempel med en typisk vinge til en pitchreguleret mølle, der dog i tilfældet kører som stallreguleret ved høj vind, er tendensen, at vingen udviser mindre kantvis stabilitet i udbøjet tilstand end ved en tilsvarende lineær beregning.

7.5 Referencer

- [7-1] Gere, J.M og Timoschenko, S.P. "*Mechanics of Materials*", 3. udgave 1994. Forlaget Chapman & Hall. ISBN 0-412-36880-3.
- [7-2] Madsen, H. A (red) "*Forskning i Aeroelastisitet – EFP-98*" . Risø-R-1192(DA), Aeroelastisk Design, Afd. for Vindenergi, Forskningscenter Risø, August 1998.
- [7-3] Nim, E. "*Ulineære effekter af store vingeudbøjninger*" i Madsen, H. A (red) "*Forskning i Aeroelastisitet – EFP-2000*" . Risø-R-1272(DA), Aeroelastisk Design, Afd. for Vindenergi, Forskningscenter Risø, juli 2001.
- [7-4] Nim, E. "*Coupling and reduction of the HAWC equations*" Risø-R-1249(EN), Forskningscenter Risø, 2001.
- [7-5] Hansen, M.H. og Madsen, H.A. "*Kan dynamisk instabilitet ved lave indfaldsvinkler blive et problem?*". Resultatblad AED-RB-11, Aeroelastisk Design, Afd. for Vindenergi, Forskningscenter Risø, marts 2000.
- [7-6] Thomsen, K., Petersen, J.T., Thøgersen, M.L. "*Vingers Svingningsretning er vigtig for kantsvingninger*". Resultatblad AED-RB-8, Aeroelastisk Design, Afd. for Vindenergi, Forskningscenter Risø, marts 1999.
- [7-7] Petersen, J.T., Madsen, H.A., Björk, A., Enevoldsen, E., Øye, S., Ganander, H., Winkelaar, D. "*Prediction of Dynamic Loads and Induced vibrations in Stall*". Risø-R-1045(EN). Forskningscenter Risø maj 1998.
- [7-8] Rasmussen, F., Petersen, J.T., Madsen, H.A. "*Dynamic Stall and Aero-dynamic damping*". ASME Journal of Energy Engineering pp. 150-155 august 1999.

- [7-9] Petersen, J.T., "*Kinematically Nonlinear Finite Element Model of a Horizontal Axis Wind Turbine. Part 1: Mathematical Model and Results*". Ph.D-rapport. Forskningscenter Risø, Roskilde, 1990.
- [7-10] Petersen, J.T. "*The Aeroelastic Code HawC – Model and Comparisons*". Paper presented at the 28th IEA Experts meeting 11-12 April 1996, Technical University of Denmark, Lyngby
- [7-11] Øye, S. "*Dynamic Stall simulated as time lag of separation*" i McAululty, K.F. (red)" *Proc. of 4th IEA symposium on the Aerodynamics of Wind Turbines*". Rome, Italy, jan. 91
- [7-12] Leishman, J.G. "*Effect of sweep angle on dynamic stall*" in Leishman, J.G. "*Principles of Helicopter Aerodynamics*" pp. 399-403 Cambridge University Press, 2000. ISBN 0 521 66060 2

8 Designværktøj til undersøgelse af dynamisk stabilitet – Morten H. Hansen, Anders Melchior Hansen

8.1 Indledning

I dette kapitel gives en status for udviklingen af et designværktøj til undersøgelse af dynamisk stabilitet, samt en introduktion til emnet ”bestemmelse af dynamisk stabilitet for vindmøller”.

Projektets delmål indenfor dynamisk stabilitet er at udvikle et designværktøj på basis af erfaringer fra udviklingen af *HAWCModal* under det forrige projekt [8-1]. *HAWCModal* er et designværktøj til modalanalyse, hvor egenfrekvenser, strukturdæmpning og svingningsformer for stillestående og roterende møller kan bestemmes uden den aerodynamiske belastning.

Stabilitetsværktøjet, der har fået navnet *HAWCStab*, medtager den aerodynamiske belastning i den egenverdianalyse, som er grundlaget for begge værktøjer. Det kan bruges til at bestemme møllers *aeroelastiske* egenfrekvenser, dæmpning og svingningsformer. En kortlægning af den minimale aeroelastiske dæmpning af møllens svingningsformer under drift (eller parkering) bestemmer således dens *stabilitetskarakteristik*.

Ideen bag denne metode er elementær og traditionel, men udførelsen er kompliceret af de særlige forhold, der gælder for vindmøller. *HAWCStab* er derfor stadig ikke en ”hyldevare”, som *HAWCModal* er det. Foreløbigt er metoden blevet efterprøvet for en simpel møllemodel, hvor nogle af disse særlige forhold er omgået. I det følgende afsnit beskrives metoden i detaljer sammen med de komplicerende forhold, der gælder for vindmøller. Derefter gives et analyseeksempel fra demonstrationsversionen af *HAWCStab*.

HAWCModal til modalanalyse

HAWCStab til stabilitetsanalyse

HAWCStab er ikke en ”hyldevare” endnu som HAWCModal

8.2 Stabilitetsanalyse for vindmøller

I dette afsnit gennemgås de praktiske og teoretiske emner i udviklingen af et stabilitetsværktøj for vindmøller. Der er tre emner som skal behandles:

- Formulering af en eksplicit model
- Bestemmelse af driftstilstand
- Analysemetode - opstilling og løsning af egenverdiproblem

Emnerne er generelle for roterende systemer, og interesserede læsere kan finde den grundlæggende teori i f.eks. [8-2] eller [8-3].

8.2.1 Eksplicit model formulering

Bevægelsesligninger danner grundlaget for enhver aeroelastisk model af vindmøller. Ligningerne foreskriver, hvordan møllen bevæger sig under påvirkning af aerodynamiske og andre eksterne kræfter. I *FLEX* og *HAWC* er disse ligninger kodet på en *implicit* form, som har fordele ved numerisk simulering. Til stabilitetsanalyser skal bevægelsesligningerne skrives på en *eksplicit* form.

Her skelnes mellem en implicit og eksplicit form ved repræsentationen af det aeroelastiske systems tilstand, dvs. møllens og luftstrømningens bevægelse.

Møllens bevægelse (tilstand) er beskrevet ved et sæt af generaliserede koordinater (frihedsgrader), mens luftstrømningens tilstand oftest er beskrevet implicit

eksplicite bevægelsesligninger skal bruges til stabilitetsanalyser

aerodynamikken indeholder uafhængige tilstandsvariable

i den aerodynamiske model. De generaliserede koordinater for møllen udgør således kun omkring halvdelen af det aeroelastiske systems *tilstandsvariable*. Dynamikken af de stationære aerodynamiske kræfter indeholder også et antal tilstandsvariable, f.eks. positioner for separationspunkterne i det stationære stall på et blad, eller inducerede hastigheder fra kølvandet nær bladets bagkant. Disse aerodynamiske tilstandsvariable er koblet til de strukturelle (møllens bevægelse), men de er uafhængige og har deres egen dynamik. Udover aerodynamiske og strukturelle tilstandsvariable, kan styringen også indeholde tilstandsvariable, som f.eks. beskriver dynamikken af pitch-systemet.

Lad vektoren \mathbf{x} indeholde alle tilstandsvariablene i den aeroelastiske model af møllen. En eksplicit formulering af modellen kan således skrives som

$$\mathbf{M}_{\text{ae}}(t)\ddot{\mathbf{x}} + \mathbf{C}_{\text{ae}}(t)\dot{\mathbf{x}} + \mathbf{K}_{\text{ae}}(t)\mathbf{x} = \mathbf{F}_0 + \mathbf{F}_{\text{det}}(t) + \mathbf{F}_{\text{nonl}}(\mathbf{x}, \dot{\mathbf{x}}, \ddot{\mathbf{x}}; t) \quad (8-1)$$

hvor matricerne på venstresiden kan fortolkes som aeroelastiske masse-, dæmpnings- og stivhedsmatricer, som indeholder periodiske koefficienter pga. azimuthdrejningen af rotoren. Den første kraftvektor på højresiden (\mathbf{F}_0) indeholder de statiske aerodynamiske kræfter. Den anden kraftvektor (\mathbf{F}_{det}) indeholder de periodiske deterministiske kræfter (tyngdekraften og periodiske aerodynamiske kræfter pga. windshear, tilt, krøjning og tårnskygge). Den sidste kraftvektor (\mathbf{F}_{nonl}) indeholder de strukturelle og aerodynamiske kræfter, som er rent ulineære funktioner af tilstandsvariablene (og tiden).

Udledningen af denne eksplicitte formulering kan være problematisk og nogle gange umulig. Brugen af implicitte formuleringer i de aeroelastiske koder skyldes dog oftest en effektivisering af den numeriske simulering. Strukturmodellen i HAWC kan formuleres eksplicit, hvilket er udnyttet i HAWCModal; men formuleringen af den stationære aerodynamik er implicit af hensyn til en effektiv beregning. En eksplicit formulering af denne aerodynamiske model er nu blevet udledt til udviklingen af HAWCStab [8-4], således at de aeroelastiske ligninger i HAWC kan skrives på formen (8-1).

Inden næste skridt i udviklingen af stabilitetsværktøjet kan tages, er det vigtigt at indse at den ikke-deterministiske påvirkning fra vindens turbulens ikke kan medtages i stabilitetsanalysen. Et turbulent input til aerodynamikken ville nemlig betyde, at de aerodynamiske kræfter ikke længere er givet eksplicit ved tilstandsvariablene. Turbulens negligeres derfor, hvilket kan retfærdiggøres med, at effekten af den varierende indstrømning har vist sig i mange tilfælde at være stabiliserende. Det kan skyldes, at opbygningen af den ustabile interaktion mellem mølle og vind bliver "forstyrret" af turbulensen, men denne effekt er stadig ikke eftervist at være gældende i alle tilfælde.

8.2.2 Driftstilstand

Det er vigtig for stabilitetsanalysen at forstå, at en mølle ikke kan være stabil eller ustabil, men at en tilstand af møllen kan være stabil eller ustabil. Det kan synes at være ordkløveri, men forskellen bliver klar (eller vigtig), når værktøjet for analysen skal udvikles og resultaterne af den skal forstås.

Undersøgelser af møllers stabilitet har hidtil været baseret på simuleringer eller målinger af møllens respons ved forskellige driftssituationer. Hvis amplituden af lasterne eller udbøjningerne vokser over et vist niveau, betragtes den pågældende driftstilstand som ustabil. Niveauet er bestemt af de statiske, deterministiske og stokastiske laster (turbulens).

På sidste møde for følgegruppen (Februar 2002) viste Kenneth Thomsen, hvordan en frekvensanalyse af et lastrespons nu kan forstås med viden om møllens egenfrekvenser beregnet med HAWCModal. Et akkumuleret lastspektrum for det langsgående tårnbøjningsmoment på en mølle under drift er vist i Figur

aerodynamikken fra HAWC findes nu på eksplicit form

turbulens er ikke med i stabilitetsanalysen

egenskaben "stabil" knyttes til en tilstand, ikke en genstand! stabilitet vurderes i dag kvalitativt udfra responset

HAWCModal hjælper til at forstå et akkumuleret lastspektrum

8-1. Det viser ved hvilke frekvenser lasten bliver akkumuleret: Rundt regnet halvdelen af tårnlasten er lavfrekvent, mens de stokastiske og deterministiske laster medfører lastforøgelse ved 3P og 6P. Derudover er der en lastforøgelse ved egenfrekvensen for de første to svingningsformer, som er tårnbøjningerne.

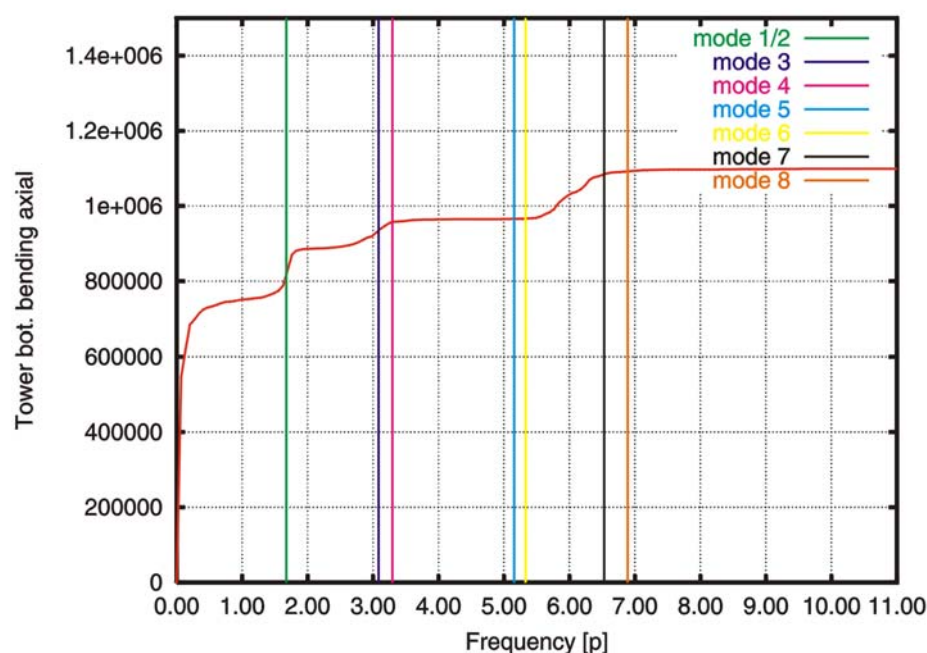
Den pågældende mølle siges at være "livlig" i tårnbøjning, fordi den aerodynamiske dæmpning af disse svingningsformer er lav. Amplituden af tårnsvingningerne ved den pågældende frekvens er begrænsede og mindre end de resterende amplituder, så denne driftstilstand er kvalitativ stabil. En lav aerodynamisk dæmpning af tårnsvingningerne kan forklares ved, at der eksisterer stall-inducerede svingninger om en anden tilstand, som begrænses af de ulineære "dynamisk stall" effekter, når den stabile tilstand er nået.

Eksemplet viser, at den tilstand hvor en mølle svinger udelukkende under de deterministiske kræfters påvirkning, ikke behøver være stabil selvom amplituderne er begrænsede. Det kommer an på hvilken tilstand man betragter, når stabilitetsspørgsmålet skal besvares.

Stabiliteten af to forskellige driftstilstande vil kunne analyseres med det kommende HAWCStab. Den første bliver den statiske tilstand, hvor bladene er i ligevægt med de stationære aerodynamiske kræfter. Den anden bliver den omtalte deterministiske tilstand, som bestemmes af både de statiske og deterministiske kræfter. For begge vil en analyse af møllen i eksemplet (måske) vise en instabilitet beskrevet kvantitativt ved en negativ aeroelastisk dæmpning af tårnbøjningssvingningsformerne. HAWCStab kan ikke sige noget om hvad der sker efter instabiliteten, dertil kræves ulineære analyseværktøjer (eller simuleringer).

begrænsede amplituder betyder ikke stabilitet af den ønskede driftstilstand

den statiske og deterministiske driftstilstand analyseres i HAWCStab



Figur 8-1: Akkumuleret lastspektrum for det langsgående tårnbøjningsmoment på en mølle under drift. Lodrette streger markerer egenfrekvenser beregnet med HAWCModal .

8.2.3 Analysemetode

Stabiliteten af enhver tilstand, statisk eller periodisk, kan undersøges direkte fra en eksplícit modelformulering med numeriske metoder [8-3]. Metoderne kræver dog stor regnekraft, hvorved formålet med et designværktøj forsvinder. De bygger på mange korte numeriske simuleringer af de eksplícitte bevægelsesligninger (8-1), og parametervariationer er derfor omkostelige.

*stabilitet
numerisk
tager t*

Stabilitetsanalysen i HAWCStab baseres i stedet på egenværdianalyse, helt analogt til metoden for modalanalysen i HAWCModal, som er beskrevet i [8-1]. Opstillingen af egenværdiproblemet kræver to ting: Bevægelsesligningerne skal lineariseres omkring den valgte driftstilstand, og de periodiske koefficienter i de resulterende aeroelastiske matricer skal elimineres.

I HAWCModal er strukturligningerne lineariseret omkring en tilstand, hvor alle udbøjninger er nul. Effekten af bladenes periodiske svingninger under tyngdekraften er ikke væsentlig for lineariseringen, fordi strukturmodellen i HAWC ikke er særlig ulineær. For stabilitetsanalysen derimod skal mindst den statiske udbøjning af bladene (kap. 7) og dernæst bladenes deterministiske svingning medtages i lineariseringen, fordi den aerodynamiske model er mere ulineær. Samtidigt øges amplituden af bladenes deterministiske svingninger af de aerodynamiske kræfter, især ved større krøje fejl.

Lineariseringen af de ulineære kræfter \mathbf{F}_{nonl} i bevægelsesligningen (8-1) foretages i teorien uafhængigt af om drifttilstanden er statisk eller periodisk. I praksis kompliceres opstillingen af egenværdiproblemet væsentligt af en periodisk ligevægtstilstand. HAWCStab udvikles derfor i første omgang for stabilitetsanalyse af den statiske driftstilstand.

Lad denne ligevægtstilstand være givet ved vektoren \mathbf{x}_0 . Lineariseringen foretages ved at antage, at møllens tilstandsvariabler kan skrives på formen:

$$\mathbf{x}(t) = \mathbf{x}_0 + \mathbf{x}_1(t) \quad (8-2)$$

hvor \mathbf{x}_1 er en lille forstyrrelse af den statiske tilstand. Indsættes denne løsningsform i ligning (8-1) og lineariseres ligningen under antagelse af små forstyrrelser $\|\mathbf{x}_1\| \ll 1$, fås en lineær bevægelsesligning for forstyrrelsen

$$\tilde{\mathbf{M}}_{\text{ae}}(t)\ddot{\mathbf{x}}_1 + \tilde{\mathbf{C}}_{\text{ae}}(t)\dot{\mathbf{x}}_1 + \tilde{\mathbf{K}}_{\text{ae}}(t)\mathbf{x}_1 = \mathbf{0} \quad (8-3)$$

hvor matricerne udledes som summen af de oprindelige matricer (uden tilde) og de lineære bidrag fra den ulineære kraftvektor \mathbf{F}_{nonl} . I praksis kan denne udledning foretages ved opskrive de oprindelige matricer for en pre-deformeret mølle, analogt til metoden for behandling af store udbøjninger beskrevet i kap. 7.

Den aeroelastiske bevægelsesligning (8.3) har samme form som den grundlæggende ligning for modalanalysen i HAWCModal, med den forskel at den indeholder de aerodynamiske tilstandsvariabler. Matricerne indeholder periodiske koefficienter som skal elimineres før egenværdiproblemet kan opstilles. Det gøres ved transformation af bladenes generaliserede koordinater til *multi-blade koordinater*. Metoden og dens forudsætninger er beskrevet i [8-1].

På samme måde som HAWCModal beregner HAWCStab de aeroelastiske egenfrekvenser, dæmpning og svingningsformer for møllen under drift. Den minimale dæmpning bestemmer stabilitet af den statiske driftstilstand. En negativ aeroelastisk dæmpning tyder på et stabilitetsproblem, som bør undersøges med simuleringer af de fulde bevægelsesligninger (8-1). Egenfrekvensen og svingningsformen tilhørende den kritiske dæmpning kan derefter hjælpe med at finde årsagen til problemet. I næste afsnit gives et eksempel på en stabilitetsanalyse for at finde sikkerheden mod flutter for en pitch-reguleret mølle.

*den minimale aero-
elastiske dæmpning
bestemmer stabiliteten*

8.3 Eksempel: Flutteranalyse af hel mølle

I dette afsnit gives et kort eksempel på en stabilitetsanalyse med en foreløbig demoversion af HAWCStab. Den aeroelastiske model i demoversionen er noget simplere end modellen i HAWCStab, men metoden bag analysen er den samme. Det tænkte eksempel handler om at undersøge sikkerheden i designet af bladernes torsionsstivhed mod flutter for en pitch-reguleret mølle.

8.3.1 Modellen og analysemetoden

Strukturmodellen er den samme som i demoversionen af HAWCModal præsenteret i [8-1]. Bladernes bevægelse er beskrevet ved tre svingningsformer (1. flap, 1. kant og 1. torsion), og bevægelsen af tårn og nacelle er beskrevet ved syv frihedsgrader. Strukturparametrene i denne model er tilpasset så egenfrekvenserne og dæmpning passer med resultatet af en beregning med HAWCModal. Tyngdekraften er negligeret.

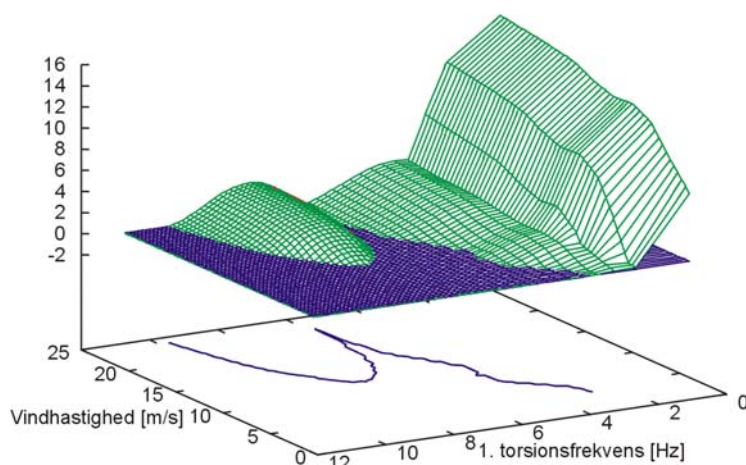
Den aerodynamiske model antager kvasistationære forhold, hvorved aerodynamiske tilstandsvariable undgås. For flutter er instationære forhold vigtige, men kvalitativt kan flutter også analyseres med kvasistationær aerodynamik. Vinden er antaget at møde rotoren uniformt, dvs. tilt og windshear er negligeret.

Den pitch-regulerede mølle opererer i vindintervallet 4-24 m/s. Analysemetode bygger på en linearisering af modellen omkring de statiske driftstilstande i dette interval. Disse tilstande bestemmes under beregningen af de inducerede hastigheder fra møllens kølvand.

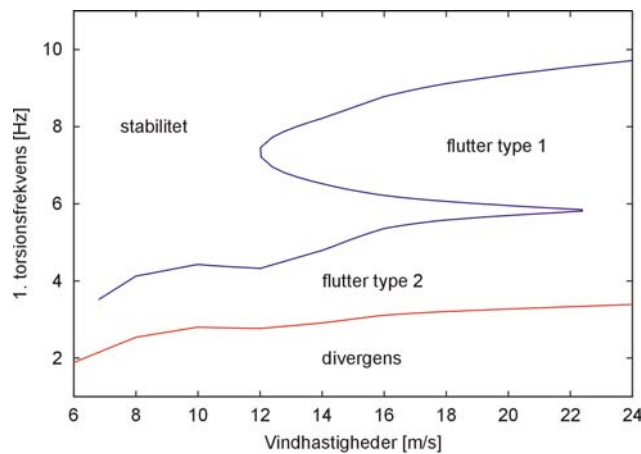
8.3.2 Hvad er den kritiske torsionsfrekvens?

For at finde sikkerheden i designet af bladernes torsionsstivhed mod flutter stilles spørgsmålet: Hvor lav skal torsionsfrekvensen være for at flutter kan opstå? Svaret findes ved at beregne de aeroelastiske modalegenskaber for møllen i et parameterplan udspændt af vindhastigheden og torsionsfrekvensen.

Figur 8-2 viser i dette parameterplan den maksimale reelværdi af de beregnede egenværdier, som svarer til den minimale aeroelastiske dæmpning med modvendt fortegn. En positiv reelværdi svarer til en negativ dæmpning, hvilket betyder at den statiske driftstilstand er ustabil i områderne, hvor den grønne flade dukker op af den blå nul-flade. Stabilitetsgrænsen er givet ved nul-isokurven.



Figur 8-2: Den maksimale reelværdi af de beregnede egenværdier, som svarer til den minimale aeroelastiske dæmpning med modvendt fortegn. Nul-isokurven er optegnet i parameterplanet.



Figur 8-3: Stabilitetsgrænser for de statiske driftstilstande i parameterplanet udsendt af vindhastigheden og torsionsfrekvensen.

Figur 8-3 viser stabilitetsgrænserne i parameterplanet med forklaringer til de ustabile områder. Forklaringerne er fundet ved at animere svingningsformerne hørende til den kritiske dæmpning i planet. De to typer af flutter adskilles ved bladernes kobling af flap og torsionsbevægelse, som kendetegner flutter. Ved *flutter type 1* kobler møllens 3. flap-hvirvlinger (se evt. [8-1]) med bladtorsion, mens de 2. flap-hvirvlinger indgår i *flutter type 2*. Egenfrekvenserne af 2. og 3. flap-hvirvlingerne er hhv. omkring 3 og 6 Hz, hvilket kan forklare skiftet i flutter type, når torsionsfrekvensen sænkes. Ved en lav torsionsstivhed kan de aerodynamiske kræfter vride bladet i en divergent bevægelse. *Divergensen* ses i Figur 8-2 som en kraftig stigning i den maksimale reelværdi af egenværdierne.

Torsionsfrekvens af den pågældende mølle er over 11 Hz, så med forbehold for den simple model viser analysen, at sikkerhed mod flutter er tilstede.

8.4 Sammenfatning

I dette kapitel blev arbejdet på milepælen ”Designværktøj til undersøgelse af dynamisk stabilitet” præsenteret. Status for dette arbejde er, at en demoversion af designværktøjet HAWCStab er udviklet og afprøvet. Udviklingen af det endelige HAWCStab fortsætter i de rammer, som er beskrevet under induktionen til emnet ”stabilitetsanalyser for vindmøller”.

Et eksempel på en flutteranalyse med demoversionen viste, hvordan et overblik over stabiliteten i parameterrummet for en mølle kan opnås og potentielle problemer lokaliseres. HAWCStab vil muliggøre tilsvarende stabilitetsanalyser med en mere korrekt aeroelastisk modellering, som vil kunne behandle både flutter og instabiliteter pga. stall-inducerede svingninger. HAWCStab vil dog også i designfasen kunne hjælpe med at reducere lasterne ved vise, hvor i parameterrummet den minimale aeroelastiske dæmpning er størst.

8.5 Referencer

- [8-1] Aagaard Madsen, H., 2001, *Forskning i aeroelasticitet EFP-2000*, Risø-R-1272(DA)
- [8-2] Thomsen, J.T., 1997, *Vibrations and Stability*, McGraw-Hill
- [8-3] Nayfeh, A.H. og Balachandran, B., 1995, *Applied Nonlinear Dynamics*, Wiley & Sons, Inc.
- [8-4] Hansen, M.H. og Madsen, H.Aa., 2002, *A state-space formulation of the Beddoes-Leishman dynamic stall model*, Risø-R-1354(EN)

animationer af den kritiske svingningsform hjælper til at forstå instabiliteter

9 Samlet oversigt over publiceret materiale fra projektet

9.1 Tidsskriftartikler

Bak, C., Fuglsang, P., "Modification of the NACA 63-415 Leading Edge for Better Aerodynamic Performance", to appear in J. Solar Energy, The American Society of Mechanical Engineers, November 2002.

Hansen, M.H., "Improved Modal Dynamics of Wind Turbines to avoid Stall-Induced Vibrations", (submitted).

Johansen, J., Sørensen, N.N., Michelsen, J.A. and Schreck, S. "Detached-Eddy Simulation of Flow Around the NREL Phase-VI blade". Wind Energy, Volume 5, Number 2/3, April-September 2002. pp. 185-199.

Johansen, J., Sørensen, N.N. and Michelsen, J.A. "Navier Stokes Simulation of three TIP Shapes for Wind Turbine Blades" Proceedings of 4th GRACM Congress on Computational Mechanics GRACM 2002, Patra, 27-29 June 2002.

Mikkelsen, R., Sørensen, J.N. and Shen, W.Z. (2001) "Modelling and Analysis of the Flow Field around a Coned Rotor". Wind Energy, vol. 4, pp. 121-135.

Shen W.Z. and Sørensen, J.N. (2001) "Aeroacoustic Modelling of Turbulent Airfoil Flows". AIAA Journal, vol. 39, no. 6, pp. 1057-1064.

Shen, W.Z., Michelsen, J.A. and Sørensen, J.N. (2001) "Improved Rie-Chow Interpolation for Unsteady Flow Computations" AIAA Journal, vol. 39, no. 12, pp. 2406-2409.

Shen, W.Z., Michelsen, J.A., Sørensen, N.N and Sørensen, J.N. (2002) "An Improved SIMPLEC Method for Steady and Unsteady Flow Computations". To appear in Numerical Heat Transfer.

Sørensen, J.N. and Shen, W.Z. (2002) "Numerical Modelling of Wind Turbine Wakes". J. of Fluids Engineering, vol. 124, No. 2, pp. 393-399.

Sørensen, N.N., Michelsen, J.A. and Schreck, S. "Navier-Stokes Predictions of the NREL Phase VI Rotor in the NASA Ames 80ft x 120ft Wind Tunnel". Wind Energy, Volume 5, Number 2/3, April-September 2002. pp. 151-171

Sørensen, N.N., Michelsen, J.A. and Schreck, S. "Application of CFD to Wind Turbine Aerodynamics". Proceedings of 4th GRACM Congress on Computational Mechanics GRACM 2002, Patra, 27-29 June 2002.

9.2 Konferenceindlæg

Fuglsang, P; Bak, C, 2002, "Aerodynamic Design Guidelines for Wind turbine Rotors, " Proc. 4th GRACM Congress on Computational Mechanics, Patras, 27-29 June, 2002.

Gaunaa, M. and Sørensen, J.N. (2002) "*Experimental Investigation of Airfoil Subject to Harmonic Translatory Motions*". AIAA-2002-0035.

Hansen, M.H., 2002, "*Vibrations of a Three-Bladed Wind Turbine due to Classical Flutter*", In Proceedings of the 21st ASME Wind Energy Symposium, Reno, USA.

Johansen, J., Sørensen, N.N., Michelsen, J.A., Schreck, S. "*Detached-Eddy Simulation of Flow around the NREL Phase-VI Blade*". AIAA-2002-0032, 2002.

Johansen J., Sørensen N.N., Michelsen J.A. "*Navier-Stokes Simulation of Three Tip Shapes for Wind Turbine Blades*", 4th GRACM Congress on Computational Mechanics, Patras, Greece, 2002.

Madsen, H.A., Sørensen, N.N. and Schreck, S. "*Yaw Aerodynamics Analyzed With Three Codes In Comparison With Experiment*". Paper to be presented at the 22nd ASME Wind Energy to be held in January 2003 in Reno USA.

Mikkelsen, R. and Sørensen, J.N. (2002) "*Modelling of Wind Tunnel Blockage*". 15th IEA Symposium on the Aerodynamics of Wind Turbines, Athens, November, 2001, pp. 41-52.

Mikkelsen, R. and Sørensen, J.N. (2002) "*Modelling of Wind Tunnel Blockage*". Proc. CD-ROM Global Windpower Conference & Exhibition, www.ewea.org, Paris, , April 2002, 5 pages.

Shen, W.Z., Michelsen, J.A. and Sørensen, J.N. (2002) "*Aero-acoustic Computations of Wind Turbines*". AIAA-2002-0043.

Shen, W.Z., Mikkelsen, R., Sørensen, J.N. and Bak, C. (2002) "*Evaluation of Tip Correction Theories*". 15th IEA Symposium on the Aerodynamics of Wind Turbines, Athens, November, 2001, pp. 107-112.

Shen, W.Z., Mikkelsen, R., Sørensen, J.N. and Bak, C. (2002) "*Evaluation of the Prandtl Tip Correction for Wind Turbine Computations*". Proc. CD-ROM Global Windpower Conference & Exhibition, www.ewea.org, Paris, , April 2002, 5 pages.

Sørensen, N.N., Michelsen, J.A., Schreck, S. "*Navier-Stokes Predictions of the NREL Phase-VI Rotor in the NASA Ames 80-by-120 Wind Tunnel*". AIAA-2002-0031, 2002.

9.3 Rapporter

Hansen, M.H. and Hansen, A.M. "*HAWCModal Wind Turbine Modal Analysis Tool – User's Guide*". Risø-I-1855(EN). Forskningscenter Risø, Januar 2002.

Hansen, M.H., and Hansen, A. M., "*HAWCModal Wind Turbine Modal Analysis Tool – User's Guide*", Report Risø-I-1855(EN), Risø National Laboratory, 2002 Denmark.

Hansen, M.H., Madsen, H. Aa., and Gaunaa, M., "*A state-space formulation of the Beddoes-Leishman dynamic stall model*", Report Risø-R-1354(EN), Risø National Laboratory (to appear).

Johansen, J., Sørensen, N.N. "*Numerical Investigation of Three Wind Turbine Blade Tips*". Risø-R-1353(EN), Risø National Laboratory, Roskilde, Denmark, August, 2002.

Madsen, H.A. (red.) "*Præsentationer ved temamødet onsdag d. 30. januar 2002 indenfor 'Program for Forskning i Aeroelasticitet EFP-2001'*". Risø-I-1888(DA), Forskningscenter Risø, Juni 2002.

9.4 Resultatblade

Larsen, T.J. "*Effekten af store udbøjninger kan nu modelleres i HAWC*". Resultatblad under udarbejdelse.

Madsen, H.A. "*Yawmodellering I HAWC*". Resultatblad under udarbejdelse

9.5 Foredrag

Sørensen, J.N. "*Vindmøllens Aerodynamik*". Foredrag ved Institut for Bygningsteknik, Aalborg universitet, 24. oktober 2001.

Sørensen, J.N. "*Numerisk Design og Analyse af Vindmøller*". Foredrag ved Dansk Selskab for Naturlærens Udbredelse, Geologisk Museum, 15. april 2002.

Sørensen, J.N. "*Forskning og Uddannelse i Vindenergi*". Foredrag ved Centre for Electrical Energy Systems (CEES), Grundfos A/S, Bjerringbro, 24. april 2002.

Hansen, M.O.L. "*Presentation of the M.Sc. in Wind Energy Programme at DTU*". 1st World Wind Energy Conference and Exhibition, Berlin, Germany, 5. July 2002.

9.6 Andet

Hansen, H.H. , Hansen, A.A. "*HAWCModal version 1-0*". Risø National Laboratory, Januar 2002. (computerprogram til beregning af modalformer under drift)

Bibliographic Data Sheet**Risø-R-1349(DA)**

Title and authors

Aeroelastic Research Programme EFP-2001

Edited by Helge Aagaard Madsen

ISBN			ISSN
87-550-3078-5			0106-2840
87-550-3077-7 (Internet)			
Department or group			Date
VEA -AED			December 2002
Groups own reg. number(s)			Project/contract No(s)
			ENS-1363/01-0001
Pages	Tables	Illustrations	References
73	9	66	67

Abstract (max. 2000 characters)

The project covers the one year period from mid 2001 to mid 2002 and is the last part of a 5 years research programme on aeroelasticity. The overall objectives of the project are to improve the load and design basis for wind turbines and to ensure in collaboration with industry a continuously running process on development of new designs and solution of actual problems. Specifically the main objectives for the present period are the following:

- development of a design tool for analysis of dynamic stability
- investigations of blade tip aerodynamics and blade tip design on basis of 3D CFD computations
- publication of an airfoil catalogue
- load reduction using new control strategies
- aeroacoustic modelling of noise propagation

During the present project period the computer code HAWCModal has been finished. The code computes the modal characteristics for a turbine as function of rotational speed. It is based on the structural modelling in the aeroelastic code HAWC and uses the same input files. The computed eigen frequencies are shown in a Campbell diagram and the corresponding modal forms can be shown graphically for an operating turbine. Finally, the structural damping is also computed by the code.

HAWCModal is the basis for the stability analysis tool HAWCStab which is now under development. With HAWCStab the aeroelastic stability of a turbine can be analysed.

The complex aerodynamics at three different blade tip shapes have been analysed with the three-dimensional CFD code EllipSys3D. The tip vortex was visualised and the lift and drag coefficients in the tip region were analysed in order to study the influence of the tip geometry on the performance and aerodynamic damping.

An airfoil catalogue containing computations on 28 different airfoils for wind turbine application in comparison with experimental data has been developed and is available via the internet.

Besides the main themes of the project as mentioned above there have been research activities within different other areas. New aerodynamic routines have been implemented in the aeroelastic code HAWC which includes sub models for yaw and dynamic inflow.

In order to take into account the non-linear effects from big blade deflections a new initialisation routine has been included in HAWC. During this routine the blade deflection from the average wind speed is computed at the blade nodes which afterwards are moved to these positions. In this way a time simulation can be run which includes the main effect from non-linearity.

Within CFD progress has been made on a new transition modelling. Initial results are encouraging and e.g. computations on thick airfoils seem to be improved considerably.

A new formulation of the tip correction as applied in the Blade Element Momentum (BEM) model has been derived and using this new formula a better correlation of blade loads as measured in the NREL experiment in the NASA Ames wind tunnel with model results has been achieved

Descriptors INIS/EDB

HORIZONTAL AXIS TURBINES; AERODYNAMICS, ELASTICITY, MECHANICAL VIBRATIONS; WIND LOADS; YAW; STALL; TURBINE BLADES; AIR FOILS